



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA  
BARCELONATECH

Escola Tècnica Superior d'Enginyeries  
Industrial i Aeronàutica de Terrassa

# TFG - MEMORIA

## ESTUDIO DE UN SISTEMA DE CONTROL DE UAV MEDIANTE MASAS MÓVILES

**NOMBRE DEL ESTUDIANTE:** Eduardo Jané Soler

**NOMBRE DEL DIRECTOR:** Luis Manuel Pérez Llera

**ESTUDIOS:** Grado en Ingeniería en Tecnologías Aeroespaciales

**ESCUELA:** Escuela Técnica Superior de Ingenierías Industrial y Aeronáutica de Terrassa

**CONVOCATORIA:** Convocatoria Ordinaria de Primavera 2015

# Índice de contenidos

1.	INTRODUCCIÓN.....	1
1.1	Objeto .....	1
1.2	Alcance .....	1
1.3	Requerimientos/Especificaciones básicas .....	1
1.4	Justificación/Utilidad.....	2
2.	DESARROLLO .....	3
2.1	Elección del diseño inicial de UAV .....	3
2.1.1	Parámetros determinantes .....	3
2.1.2	Comparación entre distintos diseños de UAV .....	5
2.1.3	Elección del diseño inicial de UAV .....	7
2.2	Estabilidad y control del UAV original.....	8
2.2.1	Estabilidad y control estáticos longitudinales.....	8
2.2.2	Estabilidad y control estáticos lateral-direccionales.....	12
2.2.3	Estabilidad y control estáticos longitudinales en maniobra .....	19
2.3	Estudio previo de actuación del UAV .....	22
2.3.1	Actuación en cabeceo .....	22
2.3.2	Actuación en balance .....	27
2.3.3	Actuación en guiñada.....	30
2.3.4	Acoplamiento estático de balance-guiñada con SMM .....	33
2.4	Dinámica del UAV .....	34
2.4.1	Sistema de ecuaciones dinámicas del UAV original.....	34
2.4.2	Sistema de ecuaciones dinámicas del UAV modificado.....	35
2.5	Elección de masas móviles.....	37
2.5.1	Masas móviles longitudinalmente .....	37
2.5.2	Masas móviles lateralmente .....	40
2.6	Descripción del SMM longitudinal .....	43
2.6.1	Propuesta de bloque motriz .....	43
2.6.2	Descripción del mecanismo longitudinal y propuesta de modelo dinámico 44	
2.6.3	Elección preliminar del actuador longitudinal. Respuesta y modificaciones propuestas .....	46
2.6.4	Guiado del SMM longitudinal .....	54

2.6.5	Rango de posiciones longitudinales del centro de gravedad alcanzable..	55
2.7	Descripción del SMM lateral .....	62
2.7.1	Propuesta de bloque motriz. Elección del actuador lateral.....	62
2.7.2	Descripción del mecanismo lateral y propuesta de modelo dinámico.....	63
2.7.3	Respuesta del actuador lateral .....	64
2.7.4	Rango de posiciones laterales del centro de gravedad alcanzables .....	66
2.7.5	Comentario general sobre los rangos de posiciones preliminares .....	68
2.8	Modificaciones estructurales .....	69
2.8.1	SMM longitudinal.....	69
2.8.2	Fuselaje .....	70
2.8.3	SMM lateral.....	75
2.8.4	Ala .....	77
2.8.5	Comentario general sobre el estudio estructural .....	82
2.9	Modificaciones en la aviónica .....	83
2.9.1	Dispositivos de control.....	83
2.9.2	Consumo y autonomía .....	87
2.9.3	Conexiones .....	89
2.9.4	Cableado .....	92
2.10	Actuación del UAV modificado .....	94
2.10.1	Centrado longitudinal del UAV modificado .....	94
2.10.2	Actuación .....	97
3.	RESUMEN DE RESULTADOS.....	105
3.1	Resumen de presupuesto .....	105
3.2	Implicaciones ambientales y seguridad .....	107
3.3	Planificación y programación de la siguiente fase.....	108
3.4	Conclusiones y recomendaciones de continuidad.....	110
3.5	Bibliografía .....	113

# Índice de figuras

Figura 1 - Sistema de referencia de ejes cuerpo <sup>[1]</sup> .....	8
Figura 2 - Fuerzas y momentos aerodinámicos en vuelo longitudinal <sup>[1]</sup> .....	9
Figura 3 - Punto neutro con mandos fijos <sup>[1]</sup> .....	11
Figura 4 - Criterio de signos para el control del UAV <sup>[1]</sup> .....	13
Figura 5 - Índice de estabilidad estática con mandos fijos vs. factor de carga (viraje simétrico) .....	20
Figura 6 - Posición del punto de maniobra con mandos fijos vs. factor de carga (viraje simétrico) .....	21
Figura 7 - Coeficiente de momento de cabeceo aerodinámico vs. deflexión del timón de profundidad .....	22
Figura 8 - Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo vs. deflexión del timón de profundidad y ángulo de ataque.....	23
Figura 9 - Coeficiente aerodinámico de cabeceo con SMM vs. posición del c.g. con condición de estabilidad y ángulo de ataque nulo .....	24
Figura 10 - Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo con SMM vs. posición del c.g. ....	25
Figura 11 - Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo con SMM vs. posición del c.g. ....	26
Figura 12 - Coeficiente de momento aerodinámico de balance con SMM vs. posición del c.g. con resbalamiento nulo.....	29
Figura 13 - Coeficiente de momento aerodinámico de balance con SMM vs. ángulo de ataque con resbalamiento nulo .....	29
Figura 14 - Coeficiente de momento aerodinámico de guiñada con SMM vs. posición del c.g. con resbalamiento nulo.....	32
Figura 15 - Coeficiente de momento aerodinámico de guiñada con SMM vs. ángulo de ataque con resbalamiento nulo .....	32
Figura 16 - Dimensiones del fuselaje original del UAV Phoenix <sup>[2]</sup> .....	38
Figura 17 - Dimensiones del ala original del UAV Phoenix <sup>[2]</sup> .....	40
Figura 18 - Anaheim Automation TSFNA57-075-26-042-LW4 5 <sup>[10]</sup> .....	46
Figura 19 - Interior de un actuador lineal PM paso a paso <sup>[11]</sup> .....	47
Figura 20 - Funcionamiento de un actuador lineal PM paso a paso <sup>[11]</sup> .....	47
Figura 21 - Diagrama de cableado para un actuador lineal paso a paso de 2 fases y alimentación bipolar <sup>[11]</sup> .....	47
Figura 22 - Modelo dinámico en Simulink para el actuador del SMM longitudinal .....	49
Figura 23 - Fuerza lineal del actuador longitudinal vs. velocidad de avance de los bloques de baterías longitudinales.....	49

Figura 24 - Fuerza lineal del actuador longitudinal vs. velocidad angular .....	50
Figura 25 - Variación de la posición de los bloques longitudinales de baterías vs. tiempo .....	50
Figura 26 - Fuerza lineal del actuador longitudinal modificado vs. velocidad de avance	52
Figura 27 - Fuerza lineal del actuador longitudinal modificado vs. velocidad angular .....	52
Figura 28 - Desplazamiento de los bloques de baterías longitudinales vs. tiempo (actuador modificado) .....	53
Figura 29 - Aceleración de avance de los bloques de baterías del SMM longitudinal vs. tiempo .....	54
Figura 30 - Esquema de las guías del SMM longitudinal .....	55
Figura 31 - Rango de variación del centro de gravedad vs. longitud del fuselaje .....	57
Figura 32 - Posición del centro de gravedad del UAV completo con SMM en equilibrio vs. longitud del fuselaje para $C_{m0}=0$ .....	59
Figura 33 - Posición del centro aerodinámico de la cola horizontal vs. posición del centro de gravedad del UAV completo con SMM en equilibrio para $C_{m0}=0$ .....	59
Figura 34 - Posición del punto neutro con mandos fijos vs. posición del centro aerodinámico del ala para $x_{act}=1.2190$ .....	60
Figura 35 - Anaheim Automation TSMNA26-005-13-034-LW6 .....	62
Figura 36 - Modelo dinámico del SMM lateral .....	65
Figura 37 - Fuerza del actuador lineal lateral vs. velocidad de avance de los bloques de baterías .....	65
Figura 38 - Fuerza lineal del actuador lateral vs. velocidad angular .....	66
Figura 39 - Desplazamiento lateral de baterías vs. tiempo .....	66
Figura 40 - Diseño conceptual del SMM longitudinal .....	69
Figura 41 - Vista general y dimensiones del diseño modificado del fuselaje .....	70
Figura 42 - Vista en sección del diseño modificado del fuselaje .....	71
Figura 43 - Vista y dimensiones de las modificaciones en el interior del fuselaje .....	71
Figura 44 - Condiciones de contorno del ensayo estático 1 del fuselaje modificado .....	72
Figura 45 - Propiedades del material seleccionado para el fuselaje modificado .....	72
Figura 46 - Esfuerzos externos sobre el fuselaje modificado (caso estático 1) .....	73
Figura 47 - Mallado del fuselaje modificado .....	73
Figura 48 - Deformación del fuselaje modificado (caso estático 1) .....	73
Figura 49 - Tensión de Von Mises en el fuselaje (caso estático 1) .....	74
Figura 50 - Condiciones de contorno y cargas externas del ensayo estático 2 del fuselaje modificado .....	74
Figura 51 - Deformación del fuselaje modificado (caso estático 2) .....	75
Figura 52 - Tensión de Von Mises del fuselaje modificado (caso estático 2) .....	75
Figura 53 - Diseño conceptual del SMM lateral .....	76

Figura 54 - Diseño modificado del ala.....	77
Figura 55 - Condiciones de contorno sobre las costillas (caso estático).....	78
Figura 56 - Esfuerzos externos sobre las costillas (caso estático).....	79
Figura 57 - Mallado de las costillas .....	79
Figura 58 - Deformaciones en las costillas (caso estático).....	79
Figura 59 - Tensión de Von Mises en las costillas (caso estático).....	80
Figura 60 - Fuerzas inerciales sobre la costilla (caso de mal lanzamiento) .....	80
Figura 61 - Deformaciones sobre las costillas (caso de mal lanzamiento) .....	81
Figura 62 - Tensión de Von Mises sobre las costillas (caso de mal lanzamiento).....	81
Figura 63 - Diagrama conceptual de los principales dispositivos de control.....	83
Figura 64 - Giróscopo SD <sup>[15]</sup> .....	84
Figura 65 - Eje de control del giróscopo <sup>[15]</sup> .....	84
Figura 66 - Driver MBC25081TB <sup>[10]</sup> .....	85
Figura 67 - Diagrama de bloques del driver <sup>[10]</sup> .....	86
Figura 68 - Generador de pulso .....	87
Figura 69 - Circuitos principales de transferencia de potencia.....	90
Figura 70 - Convertidor DC-DC buck .....	90
Figura 71 - Convertidor DC-DC boost <sup>[2]</sup> .....	91
Figura 72 - Potencia del motor propulsor vs. velocidad angular .....	92
Figura 73 - Cable plano <sup>[16]</sup> .....	93
Figura 74 - Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo con SMM vs. posición del centro de gravedad (diseño modificado).....	99
Figura 75 - Coeficiente de momento aerodinámico de balance con SMM vs. posición del centro de gravedad (diseño modificado).....	100
Figura 76 - Coeficiente de momento aerodinámico de balance con SMM vs. ángulo de ataque ala-fuselaje con resbalamiento nulo (diseño modificado) .....	100
Figura 77 - Coeficiente de momento aerodinámico de guiñada con SMM vs. posición del centro de gravedad con resbalamiento nulo (diseño modificado).....	101
Figura 78 - Coeficiente de momento aerodinámico de guiñada con SMM vs. ángulo de ataque ala-fuselaje con resbalamiento nulo (diseño modificado) .....	101
Figura 79 - IEEL con mandos fijos vs. posición longitudinal del centro de gravedad (maniobra de tirón).....	102
Figura 80 - Posición del punto de maniobra con mandos fijos vs. factor de carga (maniobra de viraje) .....	103
Figura 81 - IEEL vs. posición longitudinal del centro de gravedad (maniobra de viraje) .....	103
Figura 82 - IEEL con mandos fijos vs. factor de carga (maniobra de viraje) .....	104

# Índice de tablas

Tabla 1 - Parámetros necesarios para el cálculo de actuaciones .....	4
Tabla 2 - Especificaciones UAV SantBernat .....	5
Tabla 3 - Especificaciones UAV Phoenix.....	6
Tabla 4 - Especificaciones UAV Albatros.....	6
Tabla 5 - Especificaciones de las baterías originales del UAV Phoenix.....	37
Tabla 6 - Especificaciones de las principales baterías del SMM longitudinal .....	39
Tabla 7 - Especificaciones de las principales baterías del SMM lateral .....	41
Tabla 8 - Actuadores magnéticos paso a paso para el SMM longitudinal .....	44
Tabla 9 - Especificaciones del actuador preliminar para el SMM longitudinal.....	46
Tabla 10 - Especificaciones del actuador lineal longitudinal modificado .....	53
Tabla 11 - Especificaciones Anaheim Automation CPC-MR3ML-SSV0N .....	55
Tabla 12 - Especificaciones del actuador lineal lateral .....	62
Tabla 13 - Especificaciones giróscopo.....	84
Tabla 14 - Especificaciones del driver .....	85
Tabla 15 - Modos de actuación del driver .....	86
Tabla 16 - Entradas del driver .....	86
Tabla 17 - Especificaciones del generador de pulso .....	87
Tabla 18 - Consumo eléctrico durante maniobra combinada .....	88
Tabla 19 - Especificaciones del cableado del SMM longitudinal .....	93
Tabla 20 - Especificaciones del cableado del SMM lateral .....	93
Tabla 21 - Bloques fijos por diseño para el UAV modificado.....	94
Tabla 22 - Planteamiento del problema de centrado final del UAV .....	95
Tabla 23 - Modificaciones finales del UAV a nivel de actuación.....	97
Tabla 24 - Parámetros de comportamiento estático de interés.....	104
Tabla 25 - Resumen del presupuesto.....	105

# 1. INTRODUCCIÓN

## 1.1 Objeto

El objeto del estudio es determinar la utilidad y aplicabilidad de un sistema de control de actitud para vehículos aéreos no tripulados o UAVs, basado en un sistema de masas móviles como sustitución de alerones y timones.

## 1.2 Alcance

A lo largo del estudio se desarrollarán los siguientes puntos:

- Elección del modelo de UAV que servirá de base para el estudio.
- Determinación analítica de todos los parámetros aerodinámicos necesarios para caracterizar la estabilidad y comportamiento estáticos del diseño preliminar.
- Elección de las masas y definición del mecanismo de masas móviles.
- Estudio de las modificaciones necesarias para implementar el sistema de masas móviles en el diseño original a nivel aerodinámico (relativo a la actuación), estructural y de aviónica.
- Estimación del consumo eléctrico del UAV antes y después de la implementación del sistema de masas móviles y determinación del posible ahorro o incremento del gasto energético.
- Determinación de los parámetros aerodinámicos de estabilidad y comportamiento del diseño modificado.
- Comparación de la respuesta al mando del UAV antes y después de la implementación del sistema de masas móviles.
- Elaboración de los documentos necesarios para la correcta entrega del trabajo, incluyendo un estudio del coste económico del sistema sujeto de estudio.

## 1.3 Requerimientos/Especificaciones básicas

La naturaleza del estudio no impone requerimientos o especificaciones propiamente dichas sobre el resultado, ya que la conclusión del mismo determinará si el sistema de control a desarrollar teóricamente supone una mejora en el campo de los UAVs o si, por



otra parte, no aporta ventajas relevantes con respecto a los mecanismos de control actuales. Por tanto, la especificación básica del estudio es la siguiente:

- El diseño será igual que el de un UAV ya diseñado salvo las modificaciones imprescindibles para la evaluación que es objeto de este TFG.

## 1.4 Justificación/Utilidad

Actualmente el control de actitud de los UAVs se realiza mediante la actuación sobre las denominadas superficies de control (alerones, timones, elevadores, etc.) a través, por ejemplo, de mecanismos accionados por servomotores eléctricos.

La finalidad del estudio es determinar si es beneficiosa en alguna medida la implementación de un nuevo sistema de control para un UAV basado en la movilidad de masas en su interior. Ello implicaría la desaparición de todo el conjunto de mecanismos necesarios para la actuación sobre las mencionadas superficies de control, así como la aparición de nuevos mecanismos para llevar a cabo el movimiento de masas que permita controlar la actitud del UAV.

Así pues, deben ser cuidadosamente analizadas las modificaciones a realizar en el diseño original de un UAV con un sistema de control convencional, así como sus implicaciones a nivel de aviónica, estructural y aerodinámico, centrando este último análisis en las diversas derivadas de estabilidad utilizadas para la caracterización del comportamiento y respuesta al control.

Por tanto, este estudio permitirá descartar o abrazar la posibilidad de controlar vehículos aéreos no tripulados mediante nuevas tecnologías, suponiendo en cualquier caso una ampliación de perspectivas en este campo concreto de la ingeniería aeroespacial.

## 2. DESARROLLO

### 2.1 Elección del diseño inicial de UAV

En este apartado se pretende escoger el modelo de UAV a partir del cual estudiar las modificaciones necesarias para implantar un sistema de control mediante masas móviles. Para ello, se definirán una serie de parámetros determinantes para la elección del modelo.

#### 2.1.1 Parámetros determinantes

- Relación entre el peso de las baterías y el peso total:

El sistema de control que se propone en este estudio se basa en la eliminación de las superficies de control (timón de profundidad, de dirección y alerones), cediendo el control de actitud del UAV a un mecanismo capaz de modificar la posición de su centro de gravedad longitudinal y lateralmente. Con tal de no añadir nuevos pesos al UAV es interesante analizar la posibilidad de que las baterías actúen como masas móviles. Por ello, y debido a que la posición del centro de masas (y de gravedad, considerando que el campo gravitatorio actúa uniformemente sobre todos los componentes en todo momento) depende de la posición de los centros de gravedad de los distintos bloques “i” en los que se divida la aeronave ponderada con sus respectivas masas,

$$x_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i m_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad y_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^n y_i m_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (1.1)$$

es inmediato comprobar que cuanto mayor sea la relación entre los pesos de las hipotéticas masas móviles y el peso total del UAV, una menor modificación de su posición tendrá un mayor efecto sobre la posición del centro de masas, simplificando al máximo la complejidad del mecanismo en lo que a rango de movimiento se refiere, y minimizando también la interferencia de éste con la estructura del diseño preliminar.

- Relación entre la superficie de cola y la superficie alar:

Como se verá más adelante en el cálculo de las principales derivadas de estabilidad, la superficie de las colas vertical y horizontal en relación con la superficie alar influye directamente en los índices de estabilidad estática del UAV, aumentando el rango en el que es posible retrasar la posición del centro de masas con mandos fijos (punto neutro

con mandos fijos) manteniendo la condición de estabilidad estática frente a perturbaciones, aumentando así la capacidad de generar momentos que permitan controlar la actitud longitudinal del UAV.

- Longitud y área frontal del fuselaje, cuerda media y envergadura alar:

Estas tres magnitudes condicionarán el diseño y la funcionabilidad del mecanismo de movimiento de masas.

- La longitud del fuselaje limitará variación del centro de gravedad en el eje longitudinal y su área frontal (menos influyente) limitará el volumen de la masa móvil.

- La cuerda media del ala y la envergadura limitarán el movimiento del centro de gravedad en el eje lateral.

Por tanto, interesa que estas magnitudes sean lo mayor posibles.

- Número y diseño de las costillas del ala:

En caso de que se decida mover lateralmente las masas en el interior del ala para dotar de control de balance al UAV sin necesidad de la deflexión de alerones, un gran número de costillas dificultaría dicha tarea. Por otra parte, el diseño de las cavidades presentes en las costillas también constituirá un factor limitante para dicho movimiento de masas.

- Otros parámetros necesarios para el proceso de cálculo:

En apartados posteriores se hará patente que para el cálculo de las derivadas de estabilidad estática longitudinales y lateral-direccionales, así como de los distintos puntos neutros tanto en condiciones de factor de carga constante como en maniobra, será preciso conocer los siguientes parámetros, definidos convenientemente en apartados posteriores:

Relacionados con el ala	Relacionados con la cola horizontal	Relacionados con la cola vertical
$a_{wb}$	$a_t$	$a_v$
$x_{acwb}$	$x_{act}$	$x_{acv}$
$C_{macwb}$	$\varepsilon_0$	$z_{acv}$
$i_{wb}$	$i_t$	

Tabla 1 - Parámetros necesarios para el cálculo de actuaciones

La posición original del centro de masas del UAV,  $x_{cg}$  y  $z_{cg}$ , también será fundamental. Por otra parte, en caso de no ser proporcionados por los desarrolladores del diseño original, los valores de eficiencias aerodinámicas, efectividades de las superficies de control y deflexiones de estela podrán ser estimados mediante el uso de valores tipo o habituales.

## 2.1.2 Comparación entre distintos diseños de UAV

A continuación se muestran, en forma de tabla, los parámetros anteriormente definidos como determinantes y relacionados con la actuación estática de la aeronave, correspondientes a los distintos diseños de UAV procedentes de proyectos realizados en la Escuela Técnica Superior de Ingenierías Industrial y Aeronáutica de Terrassa considerados en primera instancia:

SantBernat	Parámetros determinantes	$S$ [m <sup>2</sup> ]	$S_t$ [m <sup>2</sup> ]	$S_v$ [m <sup>2</sup> ]	$m_{bat}$ [kg]	$m_{UAV,TOT}$ [kg]	$l_f$ [m]	$c$ [m]	$b$ [m]
		2.75	0.45	0.4	2 x 1.4	107	1.7	0.5	5.5
		$\frac{S_t}{S}$		$\frac{S_v}{S}$		$\frac{m_{bat}}{m_{UAV}}$			
		0.1636		0.1455		0.0262			
	Relacionados con el ala	$a_{wb}$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{acwb}$ [m]	$C_{macwb}$	$i_{wb}$ [rad]	$x_{cg}$ [m]	1.2943	
		4.85		1.47	-	~ 0			
	Relacionados con la cola horizontal	$a_t$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{act}$ [m]	$\epsilon_0$ [rad]	$i_t$ [rad]			
		-		1.93	~ 0	~ 0			
	Relacionados con la cola vertical	$a_v$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{acv}$ [m]	$z_{acv}$ [m]				
		-		1.93	~ 0				

Tabla 2 - Especificaciones UAV SantBernat

Phoenix	Parámetros determinantes	$S$ [m <sup>2</sup> ]	$S_t$ [m <sup>2</sup> ]	$S_v$ [m <sup>2</sup> ]	$m_{bat}$ [kg]	$m_{UAV,TOT}$ [kg]	$l_f$ [m]	$c$ [m]	$b$ [m]
		0.8	0.06	2x 0.02	4.758	11	0.422	0.25	3.2
		$\frac{S_t}{S}$		$\frac{S_v}{S}$		$\frac{m_{bat}}{m_{UAV}}$			
		0.0750		0.05		0.4325			
	Relacionados con el ala	$a_{wb}$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{acwb}$ [m]	$C_{macwb}$	$i_{wb}$ [rad]	$x_{cg}$ [m]	0.1938	
		5.6894		0.1588	-0.0803	0.0785			
	Relacionados con la cola horizontal	$a_t$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{act}$ [m]	$\epsilon_0$ [rad]	$i_t$ [rad]			
		4.4400		1.1238	~ 0	0.0140			
	Relacionados con la cola vertical	$a_v$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{acv}$ [m]	$z_{acv}$ [m]				
		2.5611		1.1238	0.0810*				

Tabla 3 - Especificaciones UAV Phoenix

\*El valor de  $z_{acv}$  se ha obtenido a partir de los datos proporcionados por los diseñadores del UAV y teniendo en cuenta la sustentación se distribuye de forma homogénea a lo largo del estabilizador vertical.

Albatros	Parámetros determinantes	$S$ [m <sup>2</sup> ]	$S_t$ [m <sup>2</sup> ]	$S_v$ [m <sup>2</sup> ]	$m_{bat}$ [kg]	$m_{UAV,TOT}$ [kg]	$l_f$ [m]	$c$ [m]	$b$ [m]		
		21.73	3.52	2x 0.85	32	120	8.38	1.5	14.4		
		$\frac{S_t}{S}$		$\frac{S_v}{S}$		$\frac{m_{bat}}{m_{UAV}}$					
		0.1620		0.0782		0.2667					
	Relacionados con el ala	$a_{wb}$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{acwb}$ [m]		$C_{macwb}$		$i_{wb}$ [rad]		$x_{cg}$ [m]	2.88
		4.8130		0.375		-0.085		0.0532			
	Relacionados con la cola horizontal	$a_t$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{act}$ [m]		$\epsilon_0$ [rad]		$i_t$ [rad]			
		5.4400		8.38		~ 0		0.0254			
	Relacionados con la cola vertical	$a_v$ [rad <sup>-1</sup> ]		$x_{acv}$ [m]		$z_{acv}$ [m]					
		2.6900		8.38		0.565					

Tabla 4 - Especificaciones UAV Albatros

### 2.1.3 Elección del diseño inicial de UAV

El UAV SantBernat es descartado en un primer momento puesto que basa su propulsión en un motor de combustión y, por tanto, el peso relativo de las baterías apenas supera el 2%.

La elección entre el modelo Albatros y el Phoenix, no obstante, no es trivial. Las relaciones entre superficies de cola y alar para el modelo Albatros son claramente superiores, sin embargo el hecho de que para el UAV Phoenix el peso de las baterías represente entorno al 43% del total resulta atractivo desde el punto de vista de la implantación del sistema de masas móviles, puesto que una pequeña variación en la posición de estas masas supondrá una variación considerable en el centro de gravedad del UAV. Además, la ausencia de costillas en él también resulta útil a la hora de desplazar las baterías lateralmente sin necesidad de modificar la estructura del ala y aporta una mayor libertad de diseño en caso de que fuera necesario disponer de ellas.

La corta longitud del fuselaje en el caso del diseño Phoenix limita, de forma estructural, el rango de movimiento longitudinal de las masas dentro del UAV, en contraposición a la extensión del fuselaje del Albatros, que por otra parte está dotado de un número considerable de costillas a lo largo de cada una de las semialas que limitan las posibilidades de diseño del sistema de movimiento lateral de masas.

Considerando todos estos aspectos, y teniendo también en cuenta que el UAV Albatros ha sido específicamente diseñado con el propósito de albergar un sistema de masas móviles, en este estudio se tratará de dotar de un sistema de control mediante masas móviles al **UAV Phoenix** puesto que se pretende plantear cambios contenidos dentro del alcance del estudio a partir de un diseño original que exija en mayor o menor medida modificaciones a nivel aerodinámico, estructural y de aviónica.

La elección del diseño original de UAV se ha tomado a partir de las consideraciones preliminares especificadas en este apartado. No obstante, es posible que a lo largo del estudio los resultados obtenidos demuestren que lo que en principio ha sido considerado como una ventaja suponga un inconveniente para la obtención de una solución óptima. Por tanto, resulta fundamental asumir desde un primer momento el carácter preliminar del estudio así como la obtención de resultados contrarios a las consideraciones expuestas en este primer apartado.

## 2.2 Estabilidad y control del UAV original

En el presente apartado se determinará de forma analítica el valor de los distintos componentes de los coeficientes de momentos del UAV original en torno a los ejes que se indiquen en cada caso, prestando especial atención a los parámetros relacionados con la estabilidad estática. Se tratarán de forma separada los casos longitudinal y lateral-direccional.

### 2.2.1 Estabilidad y control estáticos longitudinales

Suponiendo que el modelo de UAV tiene un plano de simetría definido por los ejes  $x_b$  y  $z_b$ , según un sistema de referencia de ejes cuerpo con origen en el centro de masas del mismo, se define el movimiento longitudinal como aquél en que todas las variables lateral-direccionales del problema son nulas. Por tanto, las ecuaciones dinámicas lateral-direccionales (dos ecuaciones de momentos según los ejes  $x_b$  y  $z_b$  y la ecuación de fuerzas según el eje  $y_b$  perpendicular al plano de simetría) resultan nulas, debiendo únicamente ser planteadas las ecuaciones dinámicas restantes:

- Ecuaciones de fuerzas según los ejes  $x_b$  y  $z_b$ .
- Ecuación de momentos según el eje  $y_b$ .

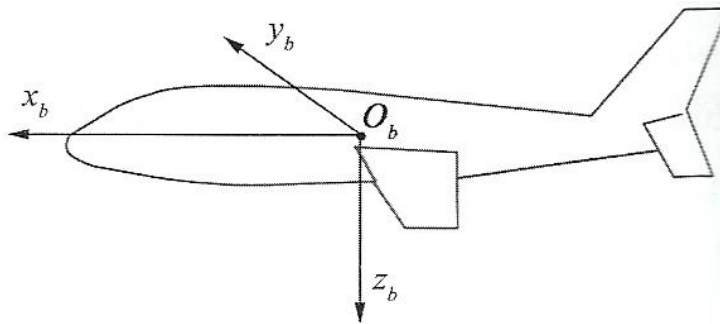


Figura 1 - Sistema de referencia de ejes cuerpo <sup>[1]</sup>

Para este estudio también se adoptará una hipótesis frecuente en estos casos que consiste en suponer que el empuje del avión pasa por su centro de masas y que los efectos de potencia sobre la aerodinámica del UAV son despreciables. Suponiendo además que la sustentación total y el momento de cabeceo pueden obtenerse a partir de las

contribuciones de distintas partes de la aeronave y sus interferencias se modeliza el problema con las siguientes fuerzas y momentos aerodinámicos:

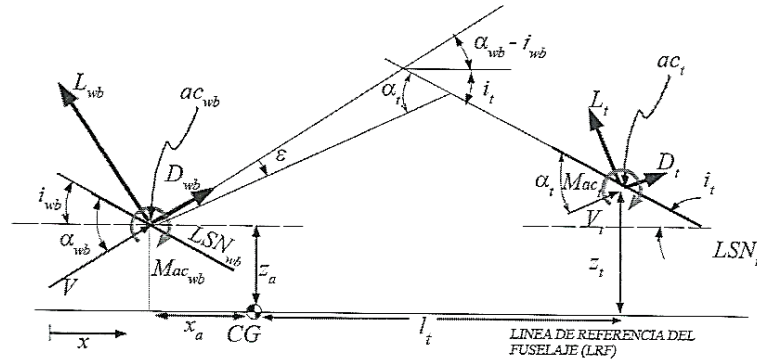


Figura 2 - Fuerzas y momentos aerodinámicos en vuelo longitudinal [1]

Cabe aclarar que “wb” hace referencia al conjunto ala-fuselaje, “t” a la cola, “ac” al centro aerodinámico y que tanto el conjunto ala-fuselaje como la cola se ven idealizados a través de sus respectivas líneas de sustentación nula (LSN), ambas referidas respecto a la línea de referencia del fuselaje (LRF) y el centro de gravedad de la aeronave.

Por otra parte, los efectos de interferencia debidos a la deflexión de estela,  $\varepsilon$  (reducción del ángulo de ataque que ve la cola horizontal respecto al del ala debida a los torbellinos desprendidos en ésta) y a la eficiencia aerodinámica de la cola,  $\eta_t$  (reducción de la presión dinámica en cola respecto al ala causada por la estela de la misma), se modelizan como:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \alpha_{wb} \quad (2.1)$$

$$\eta_t = \frac{q_t}{q} \quad (2.2)$$

donde  $\alpha_{wb}$  es el ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje con respecto a su LSN,  $\varepsilon_0$  y  $\left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$  son características dependientes de la torsión aerodinámica del ala y de la intensidad de los torbellinos desprendidos por la misma, mientras que  $q_t$  y  $q$  son las presiones dinámicas de cola y conjunto ala-fuselaje, respectivamente.

Así pues, tomando todos los momentos aerodinámicos del UAV entorno a su centro de masas, podemos decir que:

$$M_A = N_{wb}x_a + C_{wb}z_a + M_{acwb} - N_t l_t + C_t z_t + M_{act} \quad (2.3)$$

donde  $N_{wb/t}$  y  $C_{wb/t}$  son las fuerzas normales y axiales del conjunto ala-fuselaje y de la cola, respectivamente (definidas positivas hacia arriba y hacia detrás, en cada caso) y  $M_{acwb/act}$  representa el momento aplicado en el centro aerodinámico del conjunto-ala fuselaje o bien en el de la cola. Adimensionalizando esta ecuación se obtiene la expresión,



$$C_{mA} = \frac{M_A}{qSc} = C_{Nwb}\hat{x}_a + C_{Cwb}\hat{z}_a + C_{macwb} - C_{Nt}\hat{V}_t\eta_t + C_{Ct}\eta_t \frac{S_t z_t}{Sc} + C_{mact}\eta_t \frac{S_t c_t}{Sc}$$

$$\hat{V}_t = \frac{S_t l_t}{Sc} \quad \hat{x}_a = \frac{x_a}{c} \quad \hat{z}_a = \frac{z_a}{c} \quad (2.4)$$

siendo  $c$  la cuerda media aerodinámica de la aeronave,  $S$  y  $S_t$  las superficies del ala y del estabilizador horizontal, respectivamente, y el resto de parámetros los esquematizados en la *Figura 2*.

Asumiendo ángulos pequeños y que los coeficientes de sustentación de una superficie sustentadora son un orden de magnitud mayor que los de resistencia se tiene que:

$$C_{Nwb} \cong C_{Lwb}, C_{Cwb} \cong -C_{Lwb}(\alpha_{wb} - i_{wb}) + C_{Dwb}, C_{Nt} \cong C_{Lt},$$

$$C_{Ct} \cong -C_{Lt}(\alpha_t - i_t) + C_{Dt} \quad (2.5)$$

Finalmente se llega a:

$$C_{mA} = C_{Lwb}(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{acwb}) + C_{macwb} - C_{Lt}\hat{V}_t\eta_t \quad (2.6)$$

donde  $x_{cg}$  y  $x_{acwb}$  son las posiciones del centro de gravedad de la aeronave y del centro aerodinámico del conjunto ala-fuselaje de la misma, respectivamente, medidas respecto al inicio de la LRF. Sustituyendo en esta última expresión los valores de  $C_{Lwb}$  y  $C_{Lt}$  se obtiene:

$$C_{mA} = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha_{wb} + C_{m\delta_e}\delta_e \quad \begin{cases} C_{m0} = C_{macwb} - a_t\eta_t\hat{V}_t(i_t - i_{wb} - \varepsilon_0) \\ C_{m\alpha} = a_{wb}(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{acwb}) - a_t\eta_t\hat{V}_t(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}) \\ C_{m\delta_e} = -a_t\eta_t\hat{V}_t\tau_e \end{cases} \quad (2.7)$$

$C_{m\alpha}$  se conoce como el **índice de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos (IEEL)**. Así pues, para aeronaves estática y longitudinalmente estables se tiene que  $C_{m\alpha} < 0$  (contra perturbaciones positivas en el ángulo de ataque la aeronave reacciona volviendo a la posición original, teniendo en cuenta un factor de carga constante).  $C_{m\delta_e}$ , por otra parte, se conoce como la **potencia de control longitudinal**. A partir de los datos del modelo de UAV original, tomando los valores de compromiso  $\eta_t = 1, \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} = 0$  y con  $\tau_e = 0.5$  se tiene que:

$$C_{m0} = -0.0803 - 4.44 \cdot 1 \cdot \frac{0.06 \cdot (1.1238 - 0.1938)}{0.8 \cdot 0.25} \cdot (0.0140 - 0.0785 - 0)$$

$$C_{m0} = -0.0004$$

$$C_{m\alpha} = 5.6894 \cdot \frac{(0.1938 - 0.1588)}{0.25} - 4.44 \cdot 1 \cdot \frac{0.06 \cdot (1.1238 - 0.1938)}{0.8 \cdot 0.25} (1 - 0)$$

$$C_{m\alpha} = -0.4422 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{m\delta_e} = -4.44 \cdot 1 \cdot \frac{0.06 \cdot (1.1238 - 0.1938)}{0.8 \cdot 0.25} \cdot 0.5 = -0.6194 \text{ rad}^{-1}$$

Analizando la expresión planteada para  $C_{m\alpha}$  en el sistema (2.7), se observa de forma inmediata que un cambio en la posición del centro de masas del UAV modifica su estabilidad longitudinal. Este estudio se basa en esta consideración, por tanto es útil definir “**punto neutro con mandos fijos**” o  $N_0$  como la posición del centro de gravedad que, adimensionalizada con la cuerda media aerodinámica, anula  $C_{m\alpha}$ . Normalmente, para llegar a la expresión matemática que proporciona el valor de  $N_0$  se supone que la distancia que separa la cola (empleada en los cálculos a la hora de tener en cuenta el momento de cabeceo generado por la sustentación en el estabilizador horizontal) del centro de gravedad es constante. No obstante, en este estudio no se tendrá en cuenta esta consideración puesto que se pretende poder establecer hasta qué posición se podría retrasar el centro de masas del UAV, garantizando su estabilidad analíticamente y de la forma más precisa posible. Así pues, definiendo  $x_{act}$  como la distancia desde el punto más adelantado del UAV hasta el centro aerodinámico de la cola horizontal, se tiene que:

$$\begin{cases} C_{m\alpha} = a_{wb}(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{acwb}) - a_t \eta_t \hat{V}_t \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 0 \\ l_t = cte \rightarrow N_0 = \hat{x}_{acwb} + \frac{a_t}{a_{wb}} \eta_t \hat{V}_t \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \\ l_t = f(x_{cg}) = x_{act} - x_{cg} \rightarrow 0 = a_{wb}(N_0 - \hat{x}_{acwb}) - a_t \eta_t \frac{S_t}{S} (\hat{x}_{act} - N_0) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \\ N_0 = \frac{a_{wb}}{a_t \eta_t \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + a_{wb}} \hat{x}_{acwb} + \frac{a_t \eta_t \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)}{a_t \eta_t \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) + a_{wb}} \hat{x}_{act} \end{cases} \quad (2.8)$$

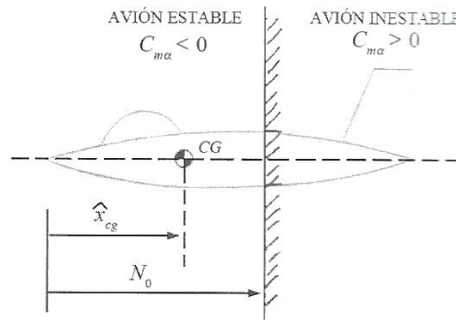


Figura 3 - Punto neutro con mandos fijos [1]

Por tanto, para el diseño original del UAV Phoenix el punto neutro con mandos fijos resulta ser:

$$N_0 = \frac{5.6894}{4.44 \cdot 1 \cdot 0.075(1 - 0) + 5.6894} \frac{0.1588}{0.25} + \frac{4.44 \cdot 1 \cdot 0.075 \cdot (1 - 0)}{4.44 \cdot 1 \cdot 0.075(1 - 0) + 5.6894} \frac{1.1238}{0.25}$$

$$N_0 = 0.8486 \rightarrow x_{N_0} = 0.2122 \text{ m}$$

## 2.2.2 Estabilidad y control estáticos lateral-direccionales

Es necesario tener en cuenta las siguientes diferencias con respecto al análisis de estabilidad y control longitudinal:

- En el caso lateral-direccional hay que considerar las rotaciones en los ejes  $x$  y  $z$ , frente a la rotación entorno al eje  $y$  estudiada en el caso longitudinal. También es esencial tener en cuenta que en el caso lateral-direccional los momentos asociados a las rotaciones entorno a los ejes  $x$  y  $z$  están acoplados. Esto implica que, por ejemplo, la velocidad angular de balance,  $p$ , genera un momento aerodinámico entorno a su eje (momento de balance), así como un momento aerodinámico en el eje  $z$  (momento de guiñada). Análogamente, la velocidad angular de guiñada,  $r$ , genera un momento aerodinámico en su eje (momento de guiñada), así como en el eje  $x$  (momento de balance).
- En condiciones de vuelo rectilíneo, estacionario y simétrico, por definición las variables lateral-direccionales son idénticamente 0. Por tanto, en un momento inicial no existe ningún problema de equilibrado primario, y las distintas superficies de control lateral-direccional (alergones y timón de dirección) realizan una función de equilibrado secundario cuando aparecen asimetrías de tipo propulsivo, aerodinámico o másico, así como en casos en los que conviene forzar condiciones de vuelo no simétrico.
- En condiciones nominales el centro de masas se encontrará en el plano de simetría, por lo que su posición, para el caso del diseño original, no afectará sensiblemente al comportamiento lateral-direccional del avión.

A continuación se muestran las expresiones resultantes para los coeficientes de momento de balance y guiñada en condiciones de vuelo estacionario, rectilíneo y no simétrico con

número de mach  $M$  y ángulo de ataque  $\alpha$  constantes, proyectadas sobre los llamados ejes de estabilidad. Por tanto, dichas expresiones dependerán de los siguientes parámetros:

- Ángulo de resbalamiento,  $\beta$ .
- Deflexiones en alerones y timón de dirección,  $\delta_a$  y  $\delta_r$ .

El desarrollo y procedencia de cada uno de los términos que se plantean se encuentra en el documento *Anexo* de este estudio. El criterio de signos empleado en la determinación de los distintos coeficientes de momentos será el que se muestra en la figura.

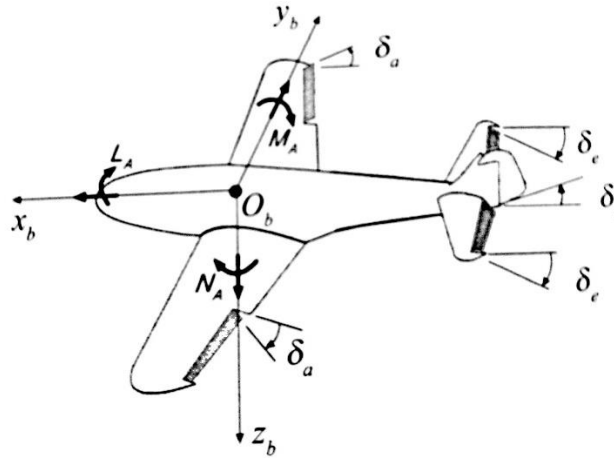


Figura 4 - Criterio de signos para el control del UAV <sup>[1]</sup>

El sistema de ejes de estabilidad es un sistema de ejes cuerpo para el cual  $x_s$  tiene la dirección del vector de velocidad aerodinámica del UAV en vuelo estacionario de referencia, si esta velocidad está contenida dentro del plano de simetría del UAV, mientras que si no lo está  $x_s$  se toma según la proyección del vector de velocidad aerodinámica sobre dicho plano

### 2.2.2.1 Momento de balance total

El coeficiente de momento de balance aerodinámico total de una aeronave puede expresarse de forma linealizada como:

$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r \quad (2.9)$$

Como se puede observar a continuación, dos de estas derivadas tienen especial interés y nombre propio:

$C_{l0} = (C_l)_{\beta=\delta_a=\delta_r=0}$  (en aviones simétricos respecto al plano  $x_s - z_s$  del sistema de ejes de estabilidad, se tiene que  $C_{l0} = 0$ ).

$C_{l\beta}$ : efecto diedro

$C_{l\delta_a}$ : potencia de control lateral

$C_{l\delta_r}$ : derivada del coeficiente de momento de balance respecto a  $\delta_r$

- Efecto diedro:

El efecto diedro no se estudiará en profundidad puesto que depende plenamente de la geometría del ala (diedro, flecha, posición relativa respecto al fuselaje...) y no se prevé modificarla, ya que estudiar los efectos de tal variación analíticamente resulta complejo y el análisis computacional CFD (*Computational Fluid Dynamics*) excede el alcance de este estudio. Así pues, por el momento se empleará el resultado obtenido en la simulación realizada durante el proceso de diseño original del UAV Phoenix, sujeto de este estudio:

$$(C_{l\beta})_{sim} = -0.0002 \text{ rad}^{-1}$$

- Potencia de control lateral:

Según el criterio de signos empleado (*Figura 4*)  $C_{l\delta_a} > 0$ . El coeficiente de momento de balance viene directamente dado, a través de la teoría de ala larga de Prandtl, por la modificación en la distribución de la sustentación que aparece al deflechar los alerones, pudiéndose modelizar de la siguiente manera:

$$C_{l\delta_a} = \frac{2C_{L\alpha}\tau_a c}{Sb} \left[ \frac{y^2}{2} + \frac{2}{3} \left( \frac{\lambda - 1}{b} \right) y^3 \right]_{b_{ai}}^{b_{ao}} \quad (2.10)$$

donde  $\lambda$  es el estrechamiento alar, para el diseño original de UAV  $\lambda = 1$ . Con ello, el valor estimado de la potencia de control lateral para el diseño de UAV original resulta ser:

$$C_{l\delta_a} = \frac{2 \cdot 5.22 \cdot 0.4 \cdot 0.25}{0.8 \cdot 3.2} \left[ \frac{y^2}{2} + \frac{2}{3} \left( \frac{1 - 1}{b} \right) y^3 \right]_{b_{ai}}^{b_{ao}} = 0.341 \text{ rad}^{-1}$$

- Derivada del coeficiente de momento de balance respecto a  $\delta_r$ :

Para determinar la contribución del timón de dirección al coeficiente de momento de balance se emplea la contribución del dicho timón a la fuerza lateral desarrollado en el documento *Anexo*, resultando:

$$C_{l\delta_r} = C_{Y\delta_r} \frac{h_v}{b} = -a_v \eta_v \frac{S_v h_v}{Sb} \tau_r \quad (2.11)$$

donde  $\tau_r$  es la eficiencia del timón de dirección ( $\tau_r = 0.51$  para el diseño original),  $h_v$  es la distancia entre el centro aerodinámico del estabilizador vertical ( $h_v = z_{acv} - z_{cg}$ ) y el eje  $x_s$ , positiva cuando el centro aerodinámico esté por encima del eje  $x_s$ .

En el caso del diseño original del UAV Phoenix, esta derivada resulta ser:

$$C_{l\delta_r} = -2.5611 \cdot 1 \cdot \frac{0.04 \cdot (0.0810 - 0.0182)}{0.8 \cdot 3.2} \cdot 0.51 = -1.2817 \cdot 10^{-3} \text{ rad}^{-1}$$

### 2.2.2.2 Momento de guiñada total

Nuevamente, mediante el uso de una teoría linealizada el coeficiente de momento de guiñada aerodinámico de un UAV puede expresarse de la siguiente manera:

$$C_n = C_{n0} + C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r \quad (2.12)$$

En este caso, todas las derivadas de estabilidad que aparecen en la expresión propuesta tienen nombre propio:

$C_{n0} = (C_n)_{\beta=\delta_a=\delta_r=0}$  (en aviones simétricos respecto al plano  $x_s - z_s$  del sistema de ejes de estabilidad, se tiene que  $C_{n0} = 0$ )

$C_{n\beta}$ : índice de estabilidad estática direccional con mandos fijos frente a perturbaciones en ángulo de resbalamiento (o índice de estabilidad direccional)

$C_{n\delta_a}$ : guiñada adversa (o derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto de  $\delta_a$ )

$C_{n\delta_r}$ : potencia de control direccional.

- Índice de estabilidad estática direccional con mandos fijos:

Frente a perturbaciones en resbalamiento ( $\beta$ ), el criterio de estabilidad estática direccional estará relacionado con el signo de la derivada parcial del coeficiente de momento de guiñada total, definido anteriormente, con respecto del ángulo de resbalamiento. Así pues, podemos afirmar que si  $\left(\frac{\partial C_n}{\partial \beta}\right)_{\delta_r} = C_{n\beta} > 0$  el avión, o UAV en el caso que ocupa este estudio, es estática y direccionalmente estable, puesto que para un valor positivo de ángulo de resbalamiento el comportamiento de la aeronave tiende a eliminar esta perturbación mediante la rotación positiva en torno al eje  $z_s$  (recordar el sistema de ejes y criterio de signos propuesto en la *Figura 4*). De la misma forma, si  $C_{n\beta} <$

0 el comportamiento direccional del UAV será inestable, y si  $C_{n\beta} = 0$  se hablará de un comportamiento indiferente. Por ello a  $C_{n\beta}$  se le denomina **índice de estabilidad estática direccional con mandos fijos** (o sencillamente, estabilidad direccional).

Dicho esto, es necesario determinar el valor de este índice y para ello se deben estudiar sus contribuciones más importantes:

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_{wb} + (C_{n\beta})_v + (C_{n\beta})_T + \dots \quad (2.13)$$

donde, como se explica en el documento *Anexo*, los diversos subíndices de  $C_{n\beta}$  hacen referencia al origen de la contribución al coeficiente, es decir,  $wb$  representa el conjunto ala-fuselaje,  $v$  a la cola vertical y  $T$  a la contribución de las hélices en caso de que la aeronave disponga de éstas.

Dentro del conjunto ala-fuselaje ( $wb$ ), despuntan como contribuciones más importantes a la estabilidad direccional: la flecha del ala (si ésta es progresiva es, al mismo tiempo, estabilizante), el fuselaje (desestabilizante en la mayoría de casos) y la posición relativa ala-fuselaje (el ala alta es estabilizante).

Por otra parte, para calcular la contribución de la cola vertical ( $v$ ) a la estabilidad direccional se emplea la contribución de la cola vertical al coeficiente de fuerza lateral, desarrollada en el documento *Anexo* y presentada a continuación:

$$(C_{n\beta})_v = -(C_{Y\beta})_v \frac{l_v}{b} \quad (2.13)$$

donde  $l_v$  es la distancia entre el centro aerodinámico del estabilizador vertical y el eje  $z_s$ . Introduciendo la expresión desarrollada en el *Anexo* para  $(C_{Y\beta})_v$  se obtiene:

$$(C_{n\beta})_v = a_v \eta_v \frac{S_v l_v}{Sb} \left( 1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) = a_v \eta_v \hat{V}_v \left( 1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \quad (2.14)$$

donde  $\hat{V}_v = S_v l_v / Sb$  es conocido como el coeficiente de volumen de la cola vertical y  $l_v$  es función de la posición del centro de gravedad en el eje longitudinal,  $l_v = f(x_{cg}) = x_{acv} - x_{cg}$ .

Por último, la contribución a la estabilidad direccional debida a las hélices ( $T$ ), en caso de que el avión, o UAV, esté dotado de ellas, es difícilmente calculable de forma analítica. Debido a la rectificación del tubo de corriente (que llega con un cierto ángulo de resbalamiento) al pasar por la hélice aparece una fuerza aerodinámica lateral, que resulta ser direccionalmente estabilizante para hélices impulsoras (situadas por detrás del centro de gravedad de la aeronave) y desestabilizante para hélices tractoras (situadas por delante del centro de gravedad). En este caso sólo es posible calcular analíticamente la

componente predominante del índice de estabilidad estática direccional con mandos fijos para el diseño preliminar de UAV, asumiendo que  $d\sigma/d\beta = 0$  y que  $\eta_v = 1$ :

$$(C_{n\beta})_v = 2.5611 \cdot 1 \cdot \frac{0.04 \cdot (1.1238 - 0.1938)}{0.8 \cdot 3.2} (1 + 0) = \mathbf{0.0372 \text{ rad}^{-1}}$$

Por otra parte, el resultado procedente de las simulaciones realizadas en el proceso de diseño original del UAV Phoenix resulta ser:

$$(C_{n\beta})_{sim} = \mathbf{0.0460 \text{ rad}^{-1}}$$

Con lo cual, resulta aceptable asumir que los componentes del índice de estabilidad direccional con mandos fijos asociados al conjunto ala-fuselaje así como al sistema propulsor del UAV son:

$$(C_{n\beta})_{wb} + (C_{n\beta})_T \cong 0.046 - 0.0372 = \mathbf{0.0088 \text{ rad}^{-1}}$$

Por último, resulta interesante calcular la posición longitudinal del centro de gravedad para la cual el diseño preliminar de UAV deja de ser direccionalmente estable, la cual se denominará en este estudio como **posición del punto neutro direccional con mandos fijos**:

$$0 = (C_{n\beta})_{wb} + (C_{n\beta})_T + a_v \eta_v \frac{S_v \cdot (x_{acv} - x_{N0_n})}{Sb}$$

$$x_{N0_n} = \frac{(C_{n\beta})_{wb} + (C_{n\beta})_T}{S_v a_v \eta_v} Sb + x_{acv} = \frac{0.0088}{0.04 \cdot 2.5611 \cdot 1} \cdot 0.8 \cdot 3.2 + 1.1238$$

$$\mathbf{x_{N0_n} = 1.3437 \text{ m}}$$

Al encontrarse esta posición incluso más retrasada que el centro aerodinámico de la cola, se puede prever que no se podrá asumir ninguna posición del centro de gravedad mediante el mecanismo de movimiento de masas longitudinales capaz de producir una situación de inestabilidad estática direccional con mandos fijos.

- Guiñada adversa:

En el caso de que en un avión (o un UAV) se introduzca una deflexión positiva de alerones con la finalidad de generar un balance positivo, la sustentación de la semiala izquierda será mayor que la de la semiala derecha. Del mismo modo, la resistencia de la semiala izquierda será mayor que la de la semiala derecha debido a la componente inducida (proporcional al cuadrado de la sustentación). Como consecuencia, si el mando lateral no



ha sido diseñado cuidadosamente, la derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto de la deflexión de alerones tiene signo negativo:  $C_{n\delta_a} < 0$ .

El signo negativo de esta derivada de estabilidad implica que cuando un piloto quiere efectuar, por ejemplo, un viraje a la derecha, acciona el mando lateral hacia la derecha. Esto provoca una deflexión positiva de alerones que genera un momento de balance positivo pero, al mismo tiempo, un momento de guiñada negativo, oponiéndose este último a realizar el giro deseado. Por este motivo a  $C_{n\delta_a}$  se le acostumbra a denominar **guiñada adversa**.

Los dos métodos más aplicados hoy en día con el fin de evitar la guiñada adversa (es decir, conseguir  $C_{n\delta_a} \cong 0$ ) son:

- El uso de spoilers, dispositivos que rompen la sustentación e incrementan la resistencia en una misma semiala.
- El uso de alerones con deflexión diferencial: el alerón que más sube lo hace en mayor medida de lo que baja el alerón que más baja, provocando un incremento de la resistencia total (parásita más inducida) aproximadamente igual en las dos semialas. Para este caso se define la deflexión total de alerones como:

$$\delta_a = \frac{\delta_{ai} + \delta_{ad}}{2} \quad (2.15)$$

donde  $\delta_{ai}$  es la deflexión del alerón izquierdo y  $\delta_{ad}$  la deflexión del alerón derecho. El criterio de signos es sencillo pero debe conocerse: si el alerón derecho sube y el izquierdo baja ambas deflexiones son positivas y la deflexión total también lo es ya que se obtiene un balance positivo. Lógicamente, el caso negativo es el opuesto.

En este estudio se considera la aplicación de deflexión diferencial de alerones en el diseño original del UAV Phoenix, por tanto:

$$C_{n\delta_a} \cong 0$$

- Potencia de control direccional:

En último lugar dentro de este apartado se encuentra el cálculo de la potencia de control direccional. Para ello se emplea la contribución del timón de dirección al coeficiente de fuerza lateral, determinada en el *Anexo*. Así pues, se obtiene:

$$C_{n\delta_r} = -C_{Y\delta_r} \frac{l_v}{b} = a_v \eta_v \hat{V}_v \tau_r \quad (2.16)$$

Según el criterio de signos empleado en el estudio, se cumple que  $C_{n\delta_r} > 0$ .

Para el caso del diseño preliminar del UAV Phoenix, se tiene que:

$$C_{n\delta_r} = 2.5611 \cdot 1 \cdot \frac{0.04 \cdot (1.1238 - 0.1938)}{0.8 \cdot 3.2} \cdot 0.51 = \mathbf{0.0190 \text{ rad}^{-1}}$$

### 2.2.3 Estabilidad y control estáticos longitudinales en maniobra

La definición de las maniobras de tirón simétrico estacionario y de viraje simétrico horizontal estacionario así como el desarrollo teórico y matemático necesario para llegar a las expresiones que a continuación se presentan no se encuentra esta memoria, sino en el documento *Anexo* de este estudio. A grandes rasgos, estas maniobras implican variaciones del ángulo de ataque a velocidad constante, resultando por tanto variable el factor de carga  $n$ , y para su caracterización se tiene en cuenta el llamado efecto de amortiguamiento debido a la velocidad angular de cabeceo  $q$ .

Análogamente a lo establecido en el caso de factor de carga  $n = cte$ , es posible definir un criterio de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos, frente a perturbaciones en ángulo de ataque y en maniobra, es decir, a velocidad constante, a través de:

$$\left( \frac{\partial C_m}{\partial \alpha_{wb}} \right)_{\delta_e, V} = \left( \frac{\partial C_{mA}}{\partial \alpha_{wb}} \right)_{\delta_e, V} = (C_{m\alpha})_V \quad (2.17)$$

Igualmente al caso en que el factor de carga era constante e igual a 1, los efectos del grupo propulsor sobre el coeficiente de momentos de cabeceo se consideran despreciables. A  $(C_{m\alpha})_V$  se le conoce como “**índice de estabilidad estática longitudinal en maniobra con mandos fijos**”.

Derivando respecto al ángulo de ataque la expresión del coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo del UAV que incluye el término de amortiguamiento, se obtiene:

$$(C_{m\alpha})_V = C_{m\alpha} + C_{m\hat{q}} \frac{\partial \hat{q}}{\partial \alpha_{wb}} = C_{m\alpha} + C_{m\hat{q}} \frac{\partial \hat{q}}{\partial n} \frac{\partial n}{\partial \alpha_{wb}} \quad (2.18)$$

Ahora, aislando el ángulo de ataque de la expresión para el coeficiente de sustentación del UAV completo (incluyendo la contribución de la velocidad angular de cabeceo) y despreciando los términos  $C_{L\delta_e}\delta_e$  y  $C_{L\hat{q}}\hat{q}$  se puede expresar dicho ángulo en función de la velocidad de vuelo y el factor de carga:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha_{wb} + C_{L\delta_e}\delta_e + C_{L\hat{q}}\hat{q} \cong C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha_{wb}$$

$$\alpha_{wb} = \alpha_0 + \frac{C_L}{C_{L\alpha}} = \alpha_0 + \frac{2W}{\rho S V^2 C_{L\alpha}} n \quad \alpha_0 = -\frac{C_{L0}}{C_{L\alpha}}$$

$$C_{L\alpha} = \alpha_{wb} + a_t \eta_t \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 5.6894 + 4.44 \cdot 1 \cdot \frac{0.06}{0.8} (1 - 0) = \mathbf{6.0224 \text{ rad}^{-1}}$$

Por último, al introducir esta expresión de  $\alpha_{wb}$  y las expresiones encontradas en el documento *Anexo* para  $\hat{q} = \hat{q}(n, V)$  en cada maniobra durante el desarrollo de  $(C_{m\alpha})_V$  se llega a:

$$(C_{m\alpha})_V = C_{m\alpha} + C_{m\hat{q}} C_{L\alpha} \frac{\rho S g c}{4W} \varphi'(n) \quad \varphi'(n) = \begin{cases} 1 & \rightarrow \text{Tirón} \\ 1 + \left(\frac{1}{n^2}\right) & \rightarrow \text{Viraje} \end{cases} \quad (2.19)$$

El signo de  $(C_{m\alpha})_V$  determinará el comportamiento estático longitudinal en maniobra del UAV, siendo éste estable cuando  $(C_{m\alpha})_V < 0$ .

Para el diseño preliminar de UAV (Phoenix), el valor de este índice en el caso del tirón resulta ser:

$$(C_{m\alpha})_V = -0.4422 - 1.1 \frac{0.06}{0.8 \cdot 0.25} \frac{1}{1^2} 4.44 \frac{2}{0.25} (1.1238 - 0.1938)^2 \cdot 6.0224 \cdot \frac{1.1116 \cdot 0.8 \cdot 9.81 \cdot 0.25}{4 \cdot 11 \cdot 9.81}$$

$$(C_{m\alpha})_V = \mathbf{-0.7507 \text{ rad}^{-1}}$$

Por otro lado, en el caso del viraje el valor de este parámetro dependerá del factor de carga del modo en que se muestra en la siguiente figura:

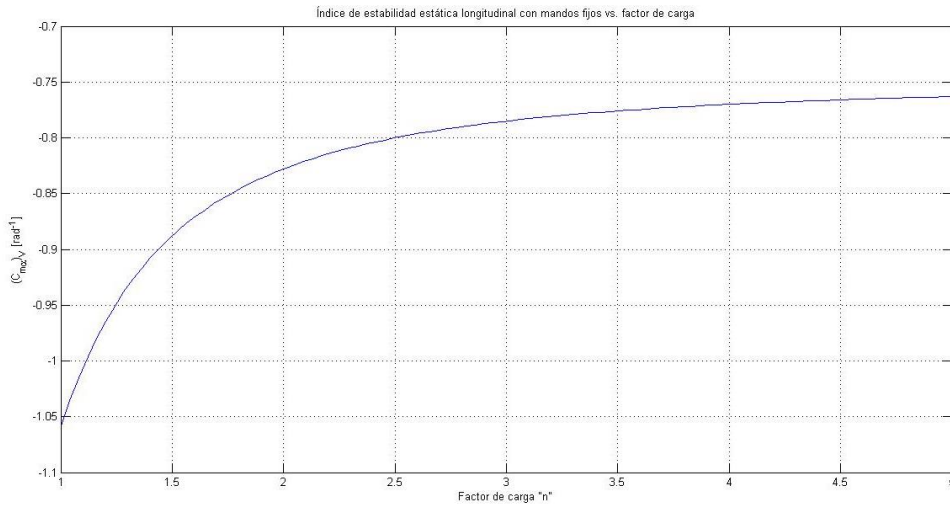


Figura 5 - Índice de estabilidad estática con mandos fijos vs. factor de carga (viraje simétrico)

Es esencial para este estudio poder determinar, de forma análoga al caso en que  $n = cte = 1$ , un “**punto de maniobra con mandos fijos**”,  $N_m$ , entendido como la posición, adimensionalizada con la cuerda media, que anula  $(C_{m\alpha})_V$ :

$$N_m = (\hat{x}_{cg})_{(C_{m\alpha})_V=0}$$

Recordando la expresión hallada para  $C_{m\alpha}$  en el apartado de estabilidad estática longitudinal (2.7) y considerando que la distancia del centro de gravedad al centro aerodinámico de la cola  $l_t$  no es constante (como ya se ha hecho en el cálculo del punto neutro con mandos fijos,  $N_0$ ), se tiene que:

$$C_{m\hat{q}} = -1.1\hat{V}_t\eta_t^{\frac{1}{2}}a_t\frac{2l_t}{c} \rightarrow l_t = f(x_{cg}) = x_{act} - x_{cg} \rightarrow C_{m\hat{q}} = -2.2\hat{V}_t\eta_t^{\frac{1}{2}}a_t(\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg}) \quad (2.20)$$

Por tanto, recordando que  $\hat{V}_t = \frac{S_t l_t}{S c}$ , resulta:

$$(C_{m\alpha})_V = a_{wb}(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{acwb}) - a_t\eta_t\frac{S_t}{S}(\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg})\left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) - 2.2\frac{S_t}{S}\eta_t^{\frac{1}{2}}a_t(\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg})^2 C_{La}\frac{\rho S g c}{4W}\varphi'(n)$$

$$0 = a_{wb}(N_m - \hat{x}_{acwb}) - a_t\eta_t\frac{S_t}{S}(\hat{x}_{act} - N_m)\left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) - 2.2\frac{S_t}{S}\eta_t^{\frac{1}{2}}a_t(\hat{x}_{act} - N_m)^2 C_{La}\frac{\rho S g c}{4W}\varphi'(n)$$

Para el caso del diseño de UAV original, en una maniobra de tirón, resolviendo la ecuación cuadrática planteada anteriormente la única solución con sentido físico es:

$$N_m = 0.8964 \rightarrow x_{Nm} = 0.2241 \text{ m}$$

Por otra parte, como hemos visto anteriormente al plantear una situación de viraje el valor del punto de maniobra depende del factor de carga. En la siguiente gráfica se representa dicha dependencia:

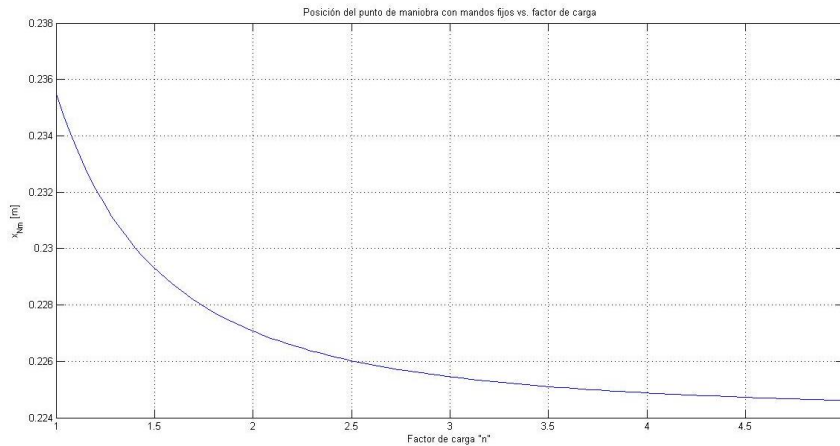


Figura 6 - Posición del punto de maniobra con mandos fijos vs. factor de carga (viraje simétrico)

## 2.3 Estudio previo de actuación del UAV

Una vez obtenidos de forma analítica los valores de los distintos componentes de los coeficientes de momento de cabeceo, balance y guiñada aerodinámicos, en el presente apartado se pretende cuantificar el valor de dichos coeficientes para condiciones críticas que sirvan de modelo. También se proponen las nuevas expresiones para los tres coeficientes de momento aerodinámico tras la supuesta implementación del sistema de control con masas móviles (para el cual se usará frecuentemente el acrónimo *SMM*), a modo de estudio previo, obviando por el momento las modificaciones aerodinámicas, estructurales y a nivel de aviónica que se puedan plantear después.

### 2.3.1 Actuación en cabeceo

- Momento de cabeceo máximo para el diseño original:

Recordando la expresión analítica linealizada empleada para el coeficiente de momento de cabeceo (2.7),

$$C_{mA} = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha_{wb} + C_{m\delta_e}\delta_e$$

y recordando también los valores obtenidos para los distintos coeficientes en el caso del diseño preliminar,

$$C_{m0} = -0.0004 \quad C_{m\alpha} = -0.4422 \text{ rad}^{-1} \quad C_{m\delta_e} = -0.6194 \text{ rad}^{-1}$$

calculados bajo las hipótesis de vuelo rectilíneo, simétrico, estacionario, con factor de carga constante, etc. y en función de las dos variables de la ecuación (ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje y deflexión del timón de profundidad, esta última comprendida entre  $\delta_{e_{\max}} = \pm 30^\circ = \pm \frac{\pi}{6} \text{ rad}$ ), se han obtenido los siguientes gráficos:

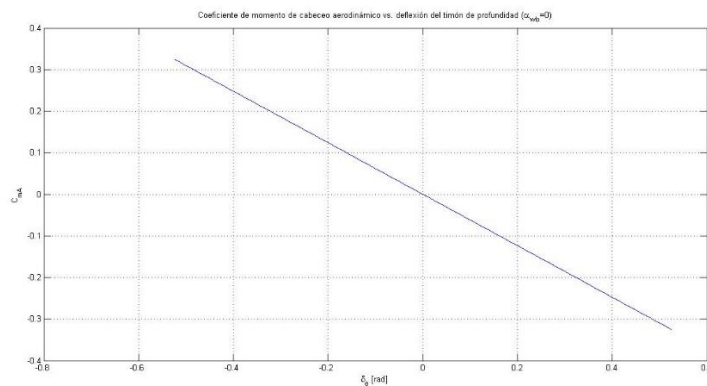


Figura 7 - Coeficiente de momento de cabeceo aerodinámico vs. deflexión del timón de profundidad

Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo vs. deflexión del timón de profundidad y ángulo de ataque

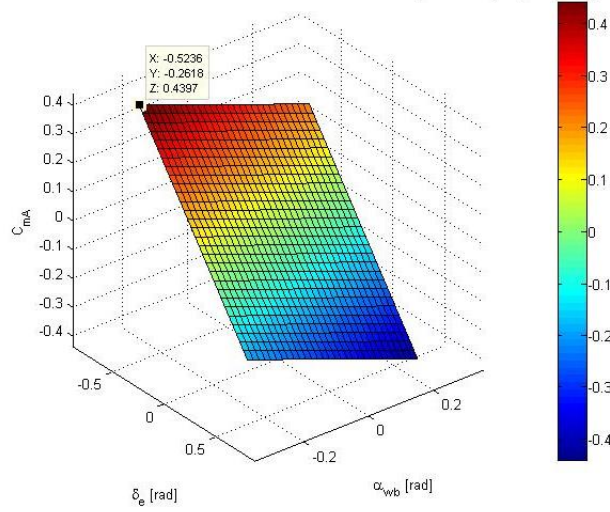


Figura 8 - Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo vs. deflexión del timón de profundidad y ángulo de ataque

Como se puede observar en ambas figuras, el momento de cabeceo aerodinámico máximo que puede conseguir generar el UAV Phoenix únicamente mediante la deflexión del timón de profundidad es,

$$C_{mA_{m\acute{a}x}}(\alpha_{wb} = 0) = -0.0004 - 0.6194 \cdot \pm \frac{\pi}{6} = \begin{cases} -0.3247 \\ 0.3239 \end{cases}$$

mientras que, debido al comportamiento longitudinal y estáticamente estable de la aeronave, el ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje positivo o negativo contribuye al momento aerodinámico negativo o positivo, respectivamente.

Considerando únicamente la deflexión del timón de profundidad (es decir,  $\alpha_{wb} = 0$ ) y condiciones de crucero ( $V = 16 \frac{m}{s}$ ,  $\rho = 1.1116 \frac{kg}{m^3}$ ), el momento de cabeceo máximo resulta:

$$M_A = qScC_{mA} = \frac{1}{2}\rho V^2 ScC_{mA} = \begin{cases} \frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 16^2 \cdot 0.8 \cdot 0.25 \cdot 0.3239 = 9.2172 \text{ Nm} \\ \frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 16^2 \cdot 0.8 \cdot 0.25 \cdot -0.3247 = -9.2400 \text{ Nm} \end{cases}$$

- Momento de cabeceo máximo para el diseño con sistema de masas móviles:

Para evaluar el comportamiento del UAV una vez instalado el sistema de masas móviles longitudinal, es imprescindible conocer como varía el coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo al alterar longitudinalmente la posición del centro de gravedad.

Considerando entonces, como se ha visto en apartados anteriores, que la distancia entre el centro aerodinámico de la cola horizontal y el centro de gravedad del UAV no es

constante, así como que ya no existe el efecto asociado a la deflexión del timón de profundidad  $\delta_e$ , la expresión del coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo resulta:

$$(C_{mA})_{SMM} = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha_{wb} \begin{cases} C_{m0} = C_{macwb} - a_t \eta_t \frac{S_t}{S} (\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg})(i_t - i_{wb} - \varepsilon_0) \\ C_{m\alpha} = a_{wb}(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{acwb}) - a_t \eta_t \frac{S_t}{S} (\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg}) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \end{cases} \quad (3.1)$$

Así pues, suponiendo un vuelo de crucero rectilíneo, estacionario, simétrico y compensado (en el cual, atendiendo al valor de  $C_{m0}$  se puede considerar que  $\alpha_{wb} \cong 0$ ) con factor de carga constante, manteniendo la posición longitudinal del centro de gravedad dentro del rango determinado en apartados anteriores para garantizar un comportamiento estable ( $x_{N0} = 0.2122 \text{ m}$ ), se obtiene la relación mostrada en la siguiente figura:

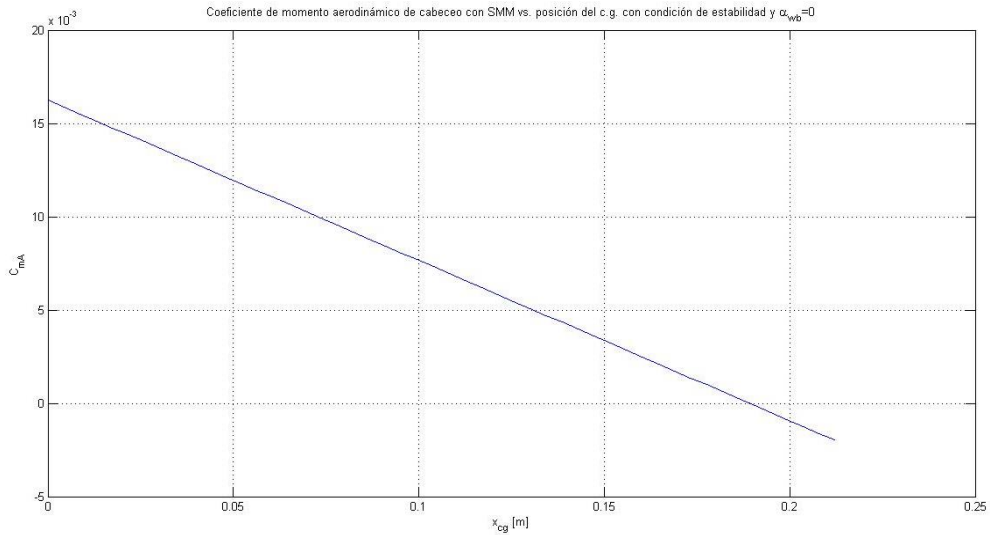


Figura 9 - Coeficiente aerodinámico de cabeceo con SMM vs. posición del c.g. con condición de estabilidad y ángulo de ataque nulo

en el cual los valores máximos del coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo resultan ser,

$$(C_{mA_{m\acute{a}x}})_{SMM}(\alpha_{wb} = 0) = \begin{cases} 0.01625 \\ -0.00198 \end{cases}$$

y la posición del centro de gravedad para la cual el momento aerodinámico es nulo es,

$$x_{cg}(\alpha_{wb} = 0, (C_{mA})_{SMM} = 0) = 0.1887 \text{ m}$$

Evidentemente, si en el instante en que el sistema longitudinal de movimiento de masas móviles actúa el UAV se encuentra en un ángulo concreto distinto de 0, el momento aerodinámico de cabeceo que se puede generar cambia considerablemente:

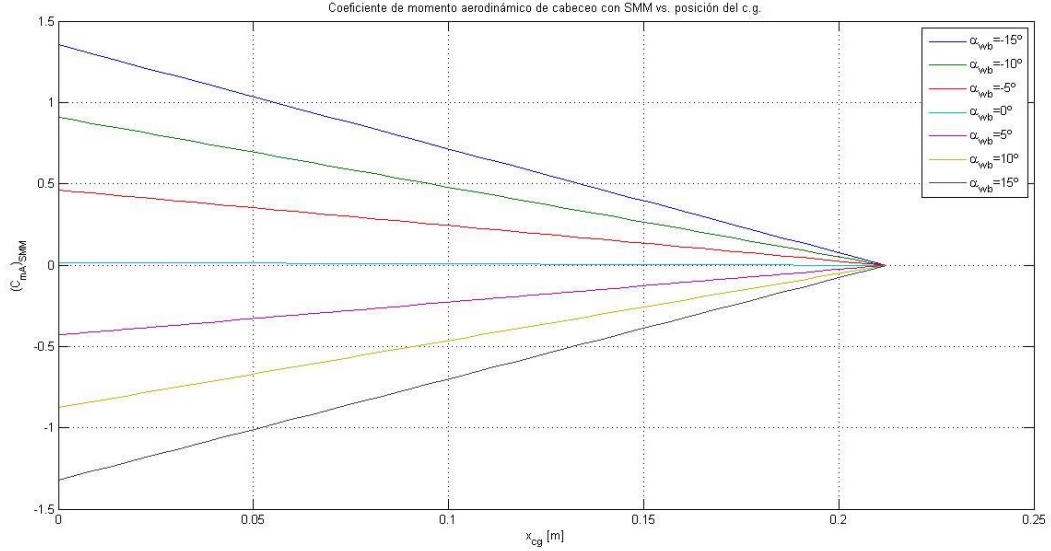


Figura 10 - Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo con SMM vs. posición del c.g.

Observando las figuras anteriores resulta inmediato darse cuenta de que con los parámetros de diseño original del UAV Phoenix, el mecanismo longitudinal de movimiento de masas no sería capaz de generar un momento parecido al que se alcanza mediante la deflexión del timón de profundidad cuando  $\alpha_{wb} = 0$ , y que en caso de tener otros ángulos de ataque el componente principal del momento aerodinámico de cabeceo resulta ser el asociado al índice de estabilidad estática longitudinal, ahora variable.

En consecuencia es necesario modificar algún parámetro y, a nivel estructural y de diseño, las incidencias del conjunto ala-fuselaje y de la cola resultan los más sencillos. No obstante, antes de proceder al cálculo es interesante analizar la expresión del coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo resultante en el caso de  $\alpha_{wb} = 0$ :

$$(C_{mA})_{SMM}(\alpha_{wb} = 0) = C_{m0} = C_{macwb} - a_t \eta_t \frac{S_t}{S} (\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg})(i_t - i_{wb} - \varepsilon_0) \quad (3.2)$$

donde el valor de  $C_{macwb}$  es conocido, constante y está asociado al tipo de perfil y diseño del ala, mientras que  $(\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg})$  no puede alcanzar un valor negativo debido a que la cola constituye la parte posterior del UAV. Así pues, y sabiendo que  $C_{macwb} = -0.0803$ , la mejor solución pasaría por la implementación de un sistema de cambio de incidencia en vuelo. Sin embargo, este sistema va en contra de los objetivos de este estudio (ya que se está tratando de suprimir los mecanismos de actuación sobre las superficies de control), aparte de ser muy complejo y sumamente comprometedor a nivel estructural. En consecuencia, es necesario contemplar la posibilidad de **forzar la inestabilidad**



**longitudinal** con tal de que un momento aerodinámico de cabeceo aparentemente pequeño provoque giro progresivo dotado cada vez de mayor momento, pudiendo retornar a un estado de estabilidad de forma casi instantánea a través del propio mecanismo de masas móviles.

Por lo tanto, con tal de poder conseguir un momento de cabeceo aerodinámico tanto positivo como negativo en la situación en que  $\alpha_{wb} = 0$ , es necesario que:

$$-a_t \eta_t \frac{S_t}{S} (\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg})(i_t - i_{wb} - \varepsilon_0) > 0 \quad \rightarrow \quad (i_t - i_{wb}) < 0$$

Los valores preliminares de  $i_{wb}$  e  $i_t$  garantizan la posibilidad de generar momentos de cabeceo en ambas direcciones, separadas por la posición que anula el coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo determinada anteriormente,  $x_{cg}(\alpha_{wb} = 0, C_{mA} = 0) = 0.1887$ . La siguiente figura muestra la evolución del coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo frente a la posición longitudinal del centro de gravedad, incluyendo la zona de inestabilidad estática longitudinal:

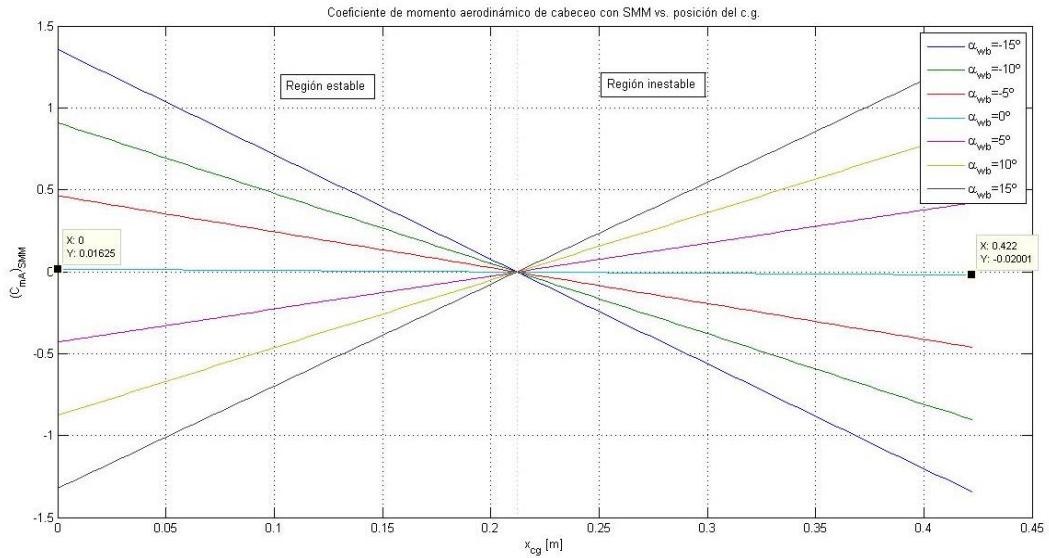


Figura 11 - Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo con SMM vs. posición del c.g.

Considerando ahora la región de inestabilidad, se tiene que:

$$(C_{mA_{m\acute{a}x}})_{SMM}(\alpha_{wb} = 0) = \begin{cases} 0.01625 \\ -0.02001 \end{cases}$$

Estos puntos no serán alcanzables mediante el mecanismo de masas móviles puesto que no es físicamente posible conseguir que  $\hat{x}_{cg} = 0$  y complicado que el centro de gravedad del UAV coincida con el punto posterior del fuselaje teniendo en cuenta el peso relativo

que las masas móviles puedan alcanzar con respecto al UAV. Por este motivo no se determinará todavía el valor máximo de  $(M_A)_{SMM}$ . No obstante, el diseño de sistema longitudinal de movimiento de masas deberá garantizar la posibilidad de colocar al UAV en zona de estabilidad e inestabilidad con el mayor rango posible de posiciones del centro de gravedad.

### 2.3.2 Actuación en balance

- Momento de balance máximo diseño para el diseño original:

Recordando la expresión analítica linealizada empleada para el coeficiente de momento de cabeceo (2.9),

$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r$$

y recordando los valores obtenidos para los distintos coeficientes en el caso del diseño preliminar,

$$C_{l0} \cong 0 \quad C_{l\beta} = -0.0002 \text{ rad}^{-1} \quad C_{l\delta_a} = 0.341 \text{ rad}^{-1} \quad C_{l\delta_r} = -1.2817 \cdot 10^{-3} \text{ rad}^{-1}$$

en situación de máxima deflexión de alerones y timón de dirección o *rudder* ( $\delta_{a_{\max}} = \pm 20^\circ = \pm \frac{\pi}{9} \text{ rad}$ ,  $\delta_{r_{\max}} = \pm 30^\circ = \pm \frac{\pi}{6} \text{ rad}$ ) y con ángulo de resbalamiento nulo  $\beta = 0$  (puesto que  $C_{l\beta}$  está relacionado con la geometría y diseño del ala y no se pretende modificar), se tiene un coeficiente de momento de balance máximo de:

$$C_{l_{\max}}(\beta = 0) = 0.341 \cdot \pm \frac{\pi}{9} - 1.2817 \cdot 10^{-3} \cdot \mp \frac{\pi}{6} = \pm 0.1197$$

y por tanto, un momento de balance máximo en condiciones de crucero ( $V = 16 \frac{m}{s}$ ,  $\rho = 1.1116 \frac{kg}{m^3}$ ), resulta un momento de balance máximo de:

$$L_A = qSbC_l = \frac{1}{2}\rho V^2 S b C_l = \frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 16^2 \cdot 0.8 \cdot 3.2 \cdot \pm 0.1197 = \pm 43.6006 \text{ Nm}$$

- Momento de balance máximo para el diseño con sistema de masas móviles:

Para cuantificar la influencia del movimiento de la posición del centro de gravedad a lo largo del eje  $y_s$ , en primer lugar es necesario cuantificar la sustentación generada por cada una de las semialas así como por el estabilizador horizontal en una situación de crucero ( $V = 16 \frac{m}{s}$ ,  $\rho = 1.1116 \frac{kg}{m^3}$ ), bajo las mismas hipótesis de vuelo rectilíneo, no simétrico y estacionario. Trabajando de forma adimensional y considerando, del mismo modo que en

el proceso de diseño original del UAV Phoenix, que la sustentación se encuentra uniformemente repartida a lo largo del ala y del estabilizador horizontal (ésta última aplicada sobre el eje longitudinal), así como que, del mismo modo en que se ha considerado en el apartado de estabilidad estática longitudinal,  $C_{Nwb} \cong C_{Lwb}$  y  $C_{Nt} \cong C_{Lt}$ , se llega a:

$$(C_l)_{SMM} = C_{l0} + C_{l\beta}\beta + \frac{1}{2}C_{Lwb}\left(\frac{1}{4} + \hat{y}_{cg}\right) - \frac{1}{2}C_{Lwb}\left(\frac{1}{4} - \hat{y}_{cg}\right) + C_{Lt}\frac{S_t}{S}\eta_t\hat{y}_{cg} \quad (3.2)$$

donde  $\hat{y}_{cg}$  es la posición adimensionalizada con la envergadura (en el caso lateral-direccional) del centro de gravedad sobre el eje  $y_s$  del diseño original (en el cual el centro de gravedad está contenido en su plano de simetría geométrica) y, evidentemente, no se tienen en cuenta los términos relacionados con la deflexión de alerones y del timón de dirección puesto que se suponen suprimidos. Sustituyendo en la ecuación anterior con las expresiones  $C_{Lwb} = a_{wb}\alpha_{wb}$  y  $C_{Lt} = a_t\alpha_t$  donde  $\alpha_t = \alpha_{wb} - i_{wb} + i_t - \varepsilon$  (no se incluye ningún término dependiente de  $\delta_a$  o  $\delta_r$  puesto que la implantación de los diversos mecanismos de masas móviles implica la desaparición del timón de profundidad), es relativamente sencillo determinar que:

$$(C_l)_{SMM} = C_{l0} + C_{l\beta}\beta + a_{wb}\alpha_{wb}\hat{y}_{cg} + a_t(\alpha_{wb} - i_{wb} + i_t - \varepsilon)\frac{S_t}{S}\eta_t\hat{y}_{cg} \quad (3.3)$$

considerando de nuevo la hipótesis de que  $\varepsilon = \varepsilon_0 + \left(\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right)\alpha_{wb}$ , y agrupando términos se tiene que:

$$(C_l)_{SMM} = C_{l0} + C_{l\beta}\beta + C_{l\alpha}\alpha_{wb} \begin{cases} C_{l0} = a_t\frac{S_t}{S}\eta_t\hat{y}_{cg}(i_t - i_{wb} - \varepsilon_0) \\ C_{l\beta} = (C_{l\beta})_{sim} = -0.0002 \text{ rad}^{-1} \\ C_{l\alpha} = a_{wb}\hat{y}_{cg} + a_t\frac{S_t}{S}\eta_t\hat{y}_{cg}\left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) \end{cases} \quad (3.4)$$

El hecho de que desaparezcan los términos dependientes de  $\frac{b}{4}$  adimensionalizados con  $b$  presentes en la ecuación (3.2) permiten deducir que aunque no se asuma una distribución lineal de la sustentación a lo largo de la envergadura del ala, la expresión planteada en (3.4) será válida siempre que los puntos de aplicación de la sustentación para cada una de las semialas se hallen dispuestos simétricamente con respecto al plano de simetría geométrica del UAV. Esta hipótesis, aunque se esté trabajando con la

sustentación del conjunto ala-fuselaje resulta aceptable debido a la baja participación del fuselaje en la generación de sustentación y a que se puede considerar que el punto de aplicación de ésta se encuentra en el plano de simetría del UAV.

Por otra parte, el valor de  $C_{l0}$  deja de ser nulo cuando se rompe la simetría másica con respecto al plano ( $x_s - z_s$ ). Para analizar detalladamente el valor de este coeficiente sería necesaria la simulación del ala con un programa de CFD, no obstante debido al carácter preliminar de este estudio, el valor linealizado y simplificado analíticamente se considerará suficientemente preciso. Atendiendo a las expresiones analíticas y simplificadas desarrolladas y teniendo en cuenta las características aerodinámicas del modelo de UAV sujeto de este estudio, los resultados obtenidos son:

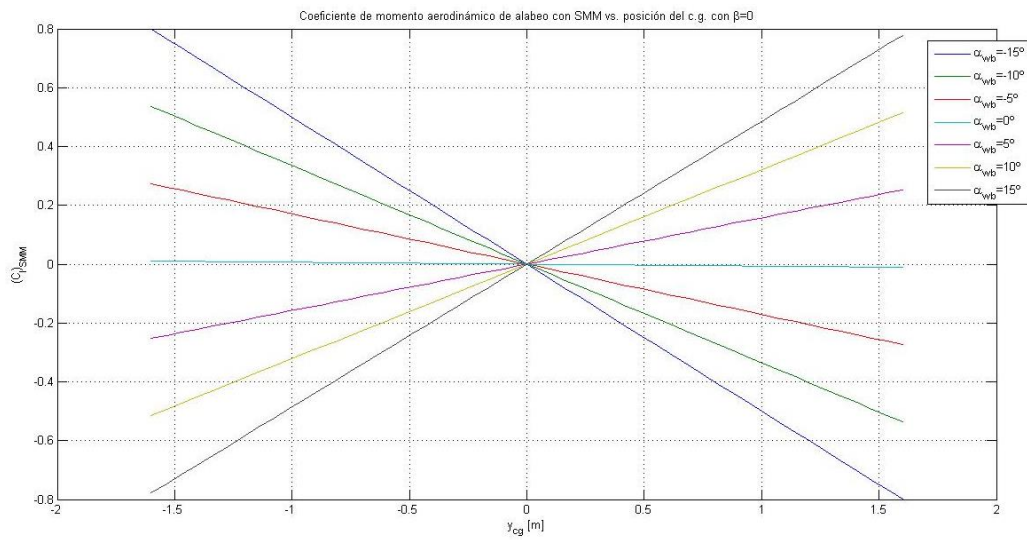


Figura 12 - Coeficiente de momento aerodinámico de balance con SMM vs. posición del c.g. con resbalamiento nulo

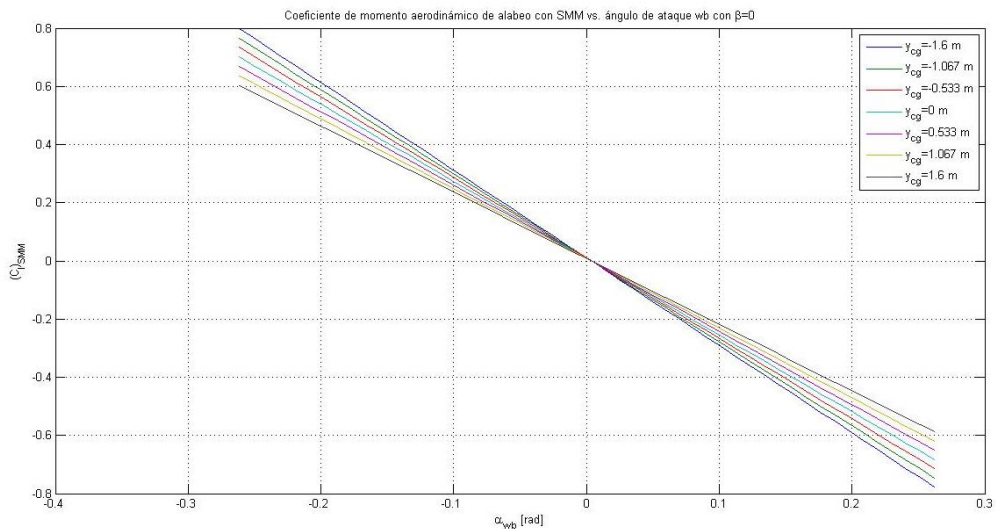


Figura 13 - Coeficiente de momento aerodinámico de balance con SMM vs. ángulo de ataque con resbalamiento nulo

Atendiendo a los resultados obtenidos, el caso en que es más difícil generar momento de balance a través del movimiento lateral de masas dentro del UAV es aquel en que  $\alpha_{wb} = 0$ . No obstante, al contrario que en el caso del cabeceo, no es posible forzar la inestabilidad en balance puesto que ésta no depende de la posición del centro de gravedad, sino de diversos aspectos relacionados con el diseño del ala. Sin embargo, existe la posibilidad de realizar una maniobra combinada (basada en la variación del ángulo de ataque a través del mecanismo longitudinal de masas móviles, seguida de una variación lateral de la posición del centro de gravedad) para conseguir un coeficiente de momento aerodinámico de balance similar al alcanzable mediante la deflexión de alerones y timón de dirección. Así pues, en el proceso de diseño del mecanismo de movimiento lateral de masas se tratará de conseguir el mayor rango de posiciones  $y_{cg}$  posibles sin alterar de forma considerable las características estructurales del diseño original del UAV Phoenix.

### 2.3.3 Actuación en guiñada

- Momento de guiñada máximo para el diseño original:

Recordando la expresión analítica linealizada empleada para el coeficiente de momento de guiñada (2.12),

$$C_n = C_{n0} + C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r$$

y recordando los valores obtenidos para los distintos coeficientes en el caso del diseño preliminar,

$$C_{n0} \cong 0 \quad C_{n\beta} = 0.0460 \text{ rad}^{-1} \quad C_{n\delta_a} \cong 0 \quad C_{n\delta_r} = 0.0190 \text{ rad}^{-1}$$

en situación de máxima deflexión de alerones y timón de dirección o *rudder* ( $\delta_{a_{m\acute{a}x}} = \pm 20^\circ = \pm \frac{\pi}{9} \text{ rad}$ ,  $\delta_{r_{m\acute{a}x}} = \pm 30^\circ = \pm \frac{\pi}{6} \text{ rad}$ ) y con ángulo de resbalamiento nulo  $\beta = 0$  (puesto que  $C_{l\beta}$  está relacionado con la geometría y diseño del ala), se tiene un coeficiente de momento de guiñada máximo de:

$$C_{n_{m\acute{a}x}}(\beta = 0) = 0.0190 \cdot \pm \frac{\pi}{6} = \pm 9.9484 \cdot 10^{-3}$$

con lo que en vuelo de crucero ( $V = 16 \frac{m}{s}$ ,  $\rho = 1.1116 \frac{kg}{m^3}$ ), resulta:

$$N_A = qSbC_n = \frac{1}{2}\rho V^2 S b C_n = \frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 16^2 \cdot 0.8 \cdot 3.2 \cdot \pm 9.9484 \cdot 10^{-3} = \pm 3.6237 \text{ Nm}$$

- Momento de guiñada máximo para el diseño con sistema de masas móviles:

Atendiendo a las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el UAV es evidente que, eliminando la deflexión del timón de dirección, un movimiento en el eje  $y_s$  (del diseño original) del centro de gravedad sólo provocará momento de guiñada mediante fuerzas axiales. Recordando el apartado de estabilidad estática longitudinal, estas fuerzas axiales se han aproximado como:

$$C_{Cwb} \cong -C_{Lwb}(\alpha_{wb} - i_{wb}) + C_{Dwb} \quad C_{Ct} \cong -C_{Lt}(\alpha_t - i_t) + C_{Dt}$$

Teniendo en cuenta, del mismo modo que en el proceso original de diseño del UAV Phoenix, que tanto la sustentación como la resistencia aerodinámica en el ala y en la cola son fuerzas uniformemente repartidas,

$$(C_n)_{SMM} = C_{n0} + C_{n\beta}\beta - \frac{1}{2}C_{Cwb}\left(\frac{1}{4} + \hat{y}_{cg}\right) + \frac{1}{2}C_{Cwb}\left(\frac{1}{4} - \hat{y}_{cg}\right) - C_{Ct}\frac{S_t}{S}\eta_t\hat{y}_{cg} \quad (3.5)$$

$$(C_n)_{SMM} = C_{n0} + C_{n\beta}\beta - C_{Cwb}\hat{y}_{cg} - C_{Ct}\frac{S_t}{S}\eta_t\hat{y}_{cg} \quad (3.6)$$

Del mismo modo que en el subapartado 2.3.2, el hecho de que desaparezcan los términos dependientes de  $\frac{b}{4}$  adimensionalizados con  $b$  presentes en la ecuación (3.5) permiten deducir que aunque no se asuma una distribución lineal de la resistencia aerodinámica a lo largo de la envergadura del ala, la expresión planteada en (3.6) será válida siempre que los puntos de aplicación de la resistencia para cada una de las semialas se hallen dispuestos simétricamente con respecto al plano de simetría geométrica del UAV. Esta hipótesis, aunque se esté trabajando con la resistencia aerodinámica del conjunto ala-fuselaje resulta aceptable ya que se puede considerar que el punto de aplicación de la resistencia aerodinámica generada por el fuselaje se encuentra en el plano de simetría del UAV.

La expresión resultante de sustituir en la ecuación anterior las expresiones  $C_{Lwb} = a_{wb}\alpha_{wb}$  y  $C_{Lt} = a_t\alpha_t$  donde  $\alpha_t = \alpha_{wb} - i_{wb} + i_t - \varepsilon$  (no se incluye ningún término dependiente de  $\delta_a$  o  $\delta_r$  puesto que la implantación de los diversos mecanismos de masas móviles implica la desaparición del timón de profundidad), asumiendo la naturaleza polar de la resistencia aerodinámica del conjunto ala-fuselaje y la cola,

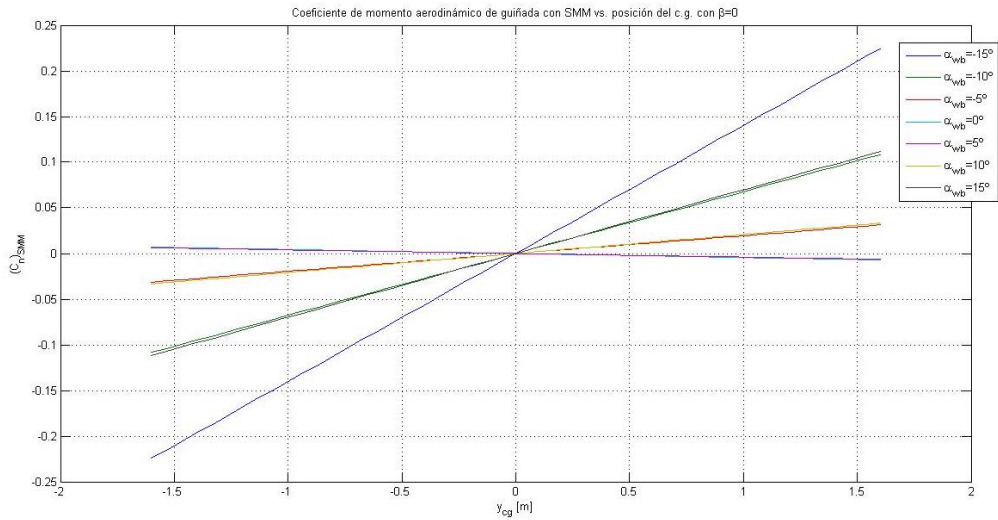
$$C_{Dwb} = 0.0158 - 0.0112 \cdot C_{Lwb} + 0.0281 \cdot C_{Lwb}^2$$

$$C_{Dt} = 0.0143 + 0.0009 \cdot C_{Lt} + 0.0673 \cdot C_{Lt}^2$$

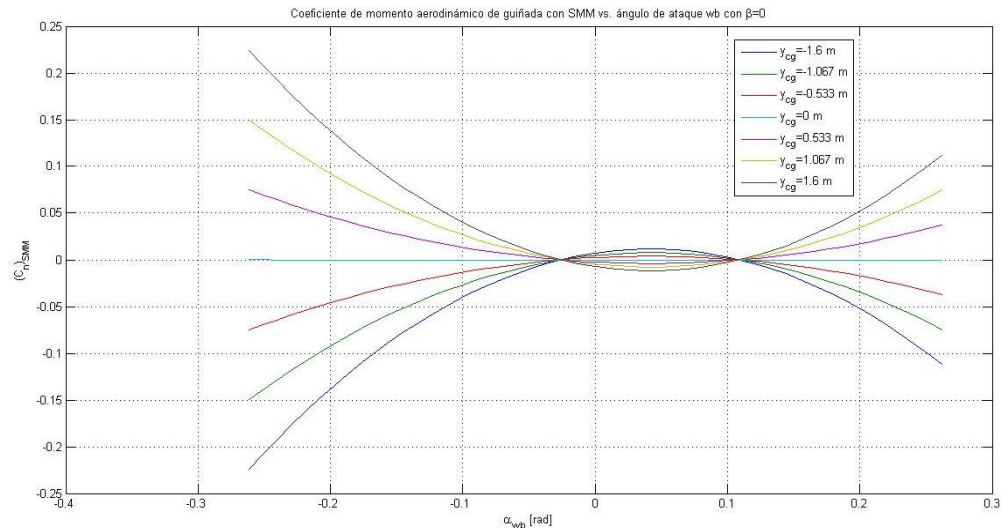
donde las expresiones presentadas fueron obtenidas mediante simulación con CFD en el proyecto de diseño del UAV Phoenix, y considerando despreciables los efectos de la resistencia aerodinámica de la cola vertical, es compleja y poco práctica. Por este motivo,

no se determinará analíticamente pero se utilizará un algoritmo de cálculo en *Matlab* para evaluar la magnitud de cada uno de los nuevos componentes de la ecuación.

Analizando los resultados obtenidos (*Figura 14* y *Figura 15*) es posible comprobar que el caso en que es más difícil generar momento de guiñada a partir del movimiento lateral de masas dentro del UAV es, nuevamente, el caso en que  $\alpha_{wb} = 0$ . En este caso, es posible alcanzar valores del mismo orden de magnitud sin necesidad de realizar una maniobra combinada como la descrita en el apartado del momento de balance, por lo que el rango de posiciones del centro de gravedad sobre el eje lateral que el mecanismo de masas móviles pueda conseguir no será limitante en este aspecto.



**Figura 14 - Coeficiente de momento aerodinámico de guiñada con SMM vs. posición del c.g. con resbalamiento nulo**



**Figura 15 - Coeficiente de momento aerodinámico de guiñada con SMM vs. ángulo de ataque con resbalamiento nulo**

Por otra parte, en el caso de la guiñada, el hecho de aceptar la distribución polar del coeficiente de resistencia aerodinámica en función del coeficiente de sustentación tiene como consecuencia la aparición de dos ángulos de ataque del conjunto ala-fuselaje para los cuales el coeficiente del momento de guiñada es nulo, es decir, para los cuales los componentes de la fuerza axial total son de sentido contrario e igual magnitud,

$$\alpha_{wb}((C_n)_{SMM} = 0) \cong \begin{cases} -0.0277 \text{ rad} = -1.5871^\circ \\ 0.1111 \text{ rad} = 6.3656^\circ \end{cases}$$

Los cambios de tendencia del coeficiente de momento aerodinámico de guiñada debidos a  $\alpha_{wb}$  (fenómeno de guiñada adversa) también deben tenerse en cuenta a la hora de determinar el comportamiento del mismo frente a perturbaciones en ángulo de ataque.

Por otra parte, la asimetría de los ángulos de ataque del conjunto ala-fuselaje para los cuales el momento aerodinámico de guiñada es nulo con respecto a  $\alpha_{wb} = 0$  se debe a la influencia del término  $C_{L0}$  en sobre la fuerza axial total, puesto que no interacciona con el valor de  $\alpha_{wb}$ , con lo que su valor decantará la asimetría hacia el lado positivo o negativo.

### 2.3.4 Acoplamiento estático de balance-guiñada con SMM

Como se ha podido comprobar, bajo las hipótesis y simplificaciones especificadas en cada uno de los apartados previos, los coeficientes de momento aerodinámico de balance y guiñada dependen fundamentalmente de dos variables: el ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje y la posición lateral del centro de gravedad con respecto al plano de simetría geométrica del UAV, o lo que es lo mismo, el plano de simetría másica del diseño original.

Así pues, la actuación del mecanismo lateral de masas móviles destinado a la generación de momento de balance provocará inevitablemente la aparición de un cierto momento de guiñada indeseado, y viceversa. Este hecho complica la labor de control del UAV, teniendo en cuenta que para conseguir coeficientes de momento de balance similares a los del diseño original es necesario realizar una maniobra combinada longitudinal-lateral. Por tanto, para realizar un viraje en condiciones equiparables a las del modelo preliminar UAV Phoenix deberán aparecer inevitablemente los tres momentos.

No obstante, el hecho de que existan dos ángulos de ataque (uno positivo y otro negativo) para los cuales el momento aerodinámico de guiñada es nulo permite conseguir generar un determinado momento de balance en ambos sentidos sin sufrir las consecuencias del acoplamiento estático entre momentos. Evidentemente los cálculos se han realizado bajo una serie de hipótesis y simplificaciones, por lo que sería necesario comprobar empíricamente los resultados planteados.



## 2.4 Dinámica del UAV

En el presente apartado se plantean las ecuaciones dinámicas que rigen el comportamiento de un UAV, con tal de exponer las diferencias existentes entre el modelo de UAV Phoenix original y el modificado de forma analítica.

### 2.4.1 Sistema de ecuaciones dinámicas del UAV original

Considerando que los componentes en ejes cuerpo de fuerza total, momento total, velocidad lineal absoluta y velocidad angular absoluta son,

$$\vec{F} = (F_x, F_y, F_z)^T \quad \vec{G} = (L, M, N)^T \quad \vec{V} = (u, v, w)^T \quad \vec{\omega} = (p, q, r)^T$$

y que el tensor de inercia del avión en ejes cuerpo es

$$I = \begin{bmatrix} I_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & I_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & I_z \end{bmatrix}$$

y considerando también que el avión tiene un plano de simetría (plano  $x_b - z_b$ ), por tanto asumiendo que los productos de inercia  $J_{xy}$  y  $J_{yz}$  son idénticamente nulos, se puede demostrar que las ecuaciones dinámicas (de fuerzas y momentos entorno a los ejes cuerpo) que rigen el comportamiento de un UAV, incluyendo la fuerza gravitatoria, son:

$$\begin{aligned} -mg \sin \theta + F_{Tx} + F_{Ax} &= m(\dot{u} - rv + qw) \\ mg \cos \theta \sin \phi + F_{Ty} + F_{Ay} &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ mg \cos \theta \cos \phi + F_{Tz} + F_{Az} &= m(\dot{w} - qu + pv) \\ L_T + L_A &= I_x \ddot{\phi} - J_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y)qr - J_{xz}pq \\ M_T + M_A &= I_y \dot{q} - (I_z - I_x)pr + J_{xz}(p^2 - r^2) \\ N_T + N_A &= I_z \dot{r} - J_{xz} \ddot{\phi} - (I_x - I_y)pq + J_{xz}qr \end{aligned} \quad (4.1)$$

donde los subíndices  $T$  y  $A$  hacen referencia al origen propulsivo y aerodinámico de las diversas fuerzas y momentos. Los signos de los términos se ajustan al criterio planteado previamente y esquematizado en la *Figura 4*.

Al observar las hipótesis realizadas para la determinación de las 6 ecuaciones dinámicas del UAV planteadas en el sistema (4.1), es inmediato caer en la cuenta de que una variación de la posición del centro de gravedad en el eje  $y_b$  romperá la simetría másica respecto al plano  $x_b - z_b$  y los productos de inercia  $J_{xy}$  y  $J_{yz}$  dejarán de ser idénticamente nulos, alterando considerablemente el comportamiento dinámico del UAV.

## 2.4.2 Sistema de ecuaciones dinámicas del UAV modificado

Las ecuaciones obtenidas surgen de la aplicación en ejes cuerpo de los teoremas de a cantidad de movimiento y del momento cinético, que a continuación se presentan:

$$\vec{F} = m \left( \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{\omega} \wedge \vec{V} \right) \quad \vec{G} = \frac{\partial \vec{h}}{\partial t} + \vec{\omega} \wedge \vec{h}$$

donde

$$\vec{h} = I \vec{\omega}$$

Por tanto, para obtener las relaciones dinámicas correctas en el caso de provocar una asimetría másica con respecto al plano  $x_b - z_b$ , es necesario considerar los efectos de los componentes  $J_{xy}$  y  $J_{yz}$  del tensor de inercia al aplicar el teorema del momento cinético. El desarrollo por pasos de este teorema se muestra a continuación:

$$\vec{h} = I \vec{\omega} = \begin{bmatrix} I_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & I_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & I_z \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} I_x p - J_{xy} q - J_{xz} r \\ -J_{xy} p + I_y q - J_{yz} r \\ -J_{xz} p - J_{yz} q + I_z r \end{pmatrix}$$

$$\frac{\partial \vec{h}}{\partial t} = \begin{pmatrix} I_x \dot{p} - J_{xy} \dot{q} - J_{xz} \dot{r} \\ -J_{xy} \dot{p} + I_y \dot{q} - J_{yz} \dot{r} \\ -J_{xz} \dot{p} - J_{yz} \dot{q} + I_z \dot{r} \end{pmatrix}$$

$$\vec{\omega} \wedge \vec{h} = \begin{pmatrix} q(-J_{xz} p - J_{yz} q + I_z r) - r(-J_{xy} p + I_y q - J_{yz} r) \\ -p(-J_{xz} p - J_{yz} q + I_z r) + r(I_x p - J_{xy} q - J_{xz} r) \\ p(-J_{xy} p + I_y q - J_{yz} r) - q(I_x p - J_{xy} q - J_{xz} r) \end{pmatrix}$$

con lo que resultan los siguientes momentos alrededor de los ejes cuerpo,

$$\begin{aligned}
L_T + L_A &= I_x \ddot{p} - J_{xy} \dot{q} - J_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y)qr - J_{xz}pq + (r^2 - q^2)J_{yz} + J_{xy}rp \\
M_T + M_A &= I_y \dot{q} - J_{yz} \dot{r} - J_{xy} \dot{p} - (I_z - I_x)pr + J_{xz}(p^2 - r^2) + J_{yz}pq - J_{xy}qr \\
N_T + N_A &= I_z \dot{r} - J_{xz} \dot{p} - J_{yz} \dot{q} + J_{xy}(q^2 - p^2) - (I_x - I_y)pq + J_{xz}qr - J_{yz}rp
\end{aligned}
\tag{4.2}$$

De los resultados obtenidos en (4.2) se observa que al tener en cuenta la asimetría másica con respecto al plano  $x_b - z_b$  el acoplamiento de los momentos de cabeceo, balance y guiñada entre sí es mayor. Para cada ecuación aparecen todas las derivadas temporales de las tres rotaciones en torno a los ejes cuerpo, así como nuevos términos estacionarios. No obstante, las ecuaciones propuestas valoran un instante en que los mecanismos de masas móviles se encuentran fijos, es decir, en que todos los valores de los distintos componentes del tensor de inercia no varían. Ahora bien, según se ha expresado en apartados anteriores, las maniobras exigen una coordinación entre los mecanismo lateral y longitudinal de movimiento de masas para obtener unas características de actuación similares a las de un UAV de diseño convencional, por tanto la derivada con respecto del tiempo de los diferentes componentes de  $I$  no puede considerarse idénticamente nula durante una maniobra. Así pues, finalmente se tiene:

$$\frac{\partial \vec{h}}{\partial t} = \begin{pmatrix} I_x \dot{p} + \dot{I}_x p - J_{xy} \dot{q} - \dot{J}_{xy} q - J_{xz} \dot{r} - \dot{J}_{xz} r \\ -J_{xy} \dot{p} - \dot{J}_{xy} p + I_y \dot{q} + \dot{I}_y q - J_{yz} \dot{r} - \dot{J}_{yz} r \\ -J_{xz} \dot{p} - \dot{J}_{xz} p - J_{yz} \dot{q} - \dot{J}_{yz} q + I_z \dot{r} + \dot{I}_z r \end{pmatrix}$$

$$\begin{aligned}
L_T + L_A &= I_x \ddot{p} + \dot{I}_x p - J_{xy} \dot{q} - \dot{J}_{xy} q - J_{xz} \dot{r} - \dot{J}_{xz} r + (I_z - I_y)qr - J_{xz}pq + (r^2 - q^2)J_{yz} + J_{xy}rp \\
M_T + M_A &= I_y \dot{q} + \dot{I}_y q - J_{yz} \dot{r} - \dot{J}_{yz} r - J_{xy} \dot{p} - \dot{J}_{xy} p - (I_z - I_x)pr + J_{xz}(p^2 - r^2) + J_{yz}pq - J_{xy}qr \\
N_T + N_A &= I_z \dot{r} + \dot{I}_z r - J_{xz} \dot{p} - \dot{J}_{xz} p - J_{yz} \dot{q} - \dot{J}_{yz} q + J_{xy}(q^2 - p^2) - (I_x - I_y)pq + J_{xz}qr - J_{yz}rp
\end{aligned}
\tag{4.3}$$

Por tanto, para analizar el comportamiento dinámico del UAV controlado mediante un sistema de masas móviles sería necesario linealizar de nuevo el sistema planteado (4.3) para obtener las nuevas derivadas de estabilidad y los nuevos modos dinámicos.

## 2.5 Elección de masas móviles

Previamente en este estudio, en el apartado 2.1.1, se ha propuesto la utilización de las baterías del propio UAV como masas móviles que conformen el sistema de control con tal de evitar la adición de peso al diseño preliminar. De hecho, el peso relativo de las baterías respecto al total del avión se ha empleado como criterio de elección de diseño inicial de UAV con tal de minimizar el movimiento de masas necesario para alterar la posición del centro de gravedad de la aeronave.

Así pues, en vista de las características de las celdas presentes en el modelo original, en este apartado se pretende determinar qué celdas, de las que conforman el bloque de baterías, se emplearán en el movimiento del centro de gravedad longitudinal y lateralmente.

### 2.5.1 Masas móviles longitudinalmente

Originalmente, el UAV Phoenix dispone de 39 celdas *Thunder Power RC Pro Lite* capaces de alimentar el sistema propulsor eléctrico, que precisa 17.71 A de intensidad de corriente, así como el resto de sistemas de a bordo que funcionan a 4.52 A, con una autonomía de 3.5 horas. Sus principales especificaciones se muestran en la siguiente tabla:

<b>Thunder Power PC Pro Lite MS 16C 2000mAh 11.1V 3Cell LiPo 3SPL 2000 Lipo Battery</b>	
<b>Peso por unidad [kg]</b>	0.122
<b>Voltaje [V]</b>	11.1
<b>Capacidad [Ah]</b>	2
<b>Máx. descarga continua</b>	16C
<b>Máx. descarga instantánea</b>	30C
<b>Máx. corriente continua [A]</b>	32
<b>Máx. corriente instantánea [A]</b>	60
<b>Dimensiones (H x W x L) [m]</b>	0.020 x 0.050 x 0.065

*Tabla 5 - Especificaciones de las baterías originales del UAV Phoenix*

Dichas celdas se encuentran dispuestas de forma uniforme en el interior del ala a lo largo de toda la envergadura. Para poder determinar si las celdas presentes en el diseño original

del UAV Phoenix pueden moverse longitudinalmente dentro del fuselaje es preciso analizar las dimensiones del mismo.

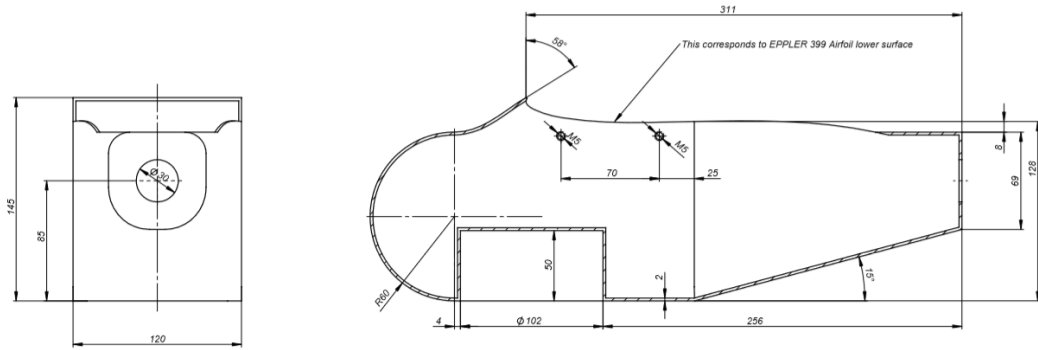


Figura 16 - Dimensiones del fuselaje original del UAV Phoenix [2]

Atendiendo a la geometría del fuselaje, mostrada en a figura, y en vistas al futuro diseño del mecanismo de movimiento de masas, la altura del pack de masas móviles no deberá superar:

$$h_{batpack} \leq \text{altura tramo no inclinado} - 2 \cdot t_f - 2 \cdot t_s$$

$$h_{batpack} \leq 69 - 2 \cdot 2 - 2 \cdot 2 \text{ mm} \rightarrow h_{batpack} \leq 61 \text{ mm}$$

donde  $t_f$  es el grosor del fuselaje y  $t_s$  el grosor del soporte en el cual se acomodarán las distintas baterías, para el cual se ha tomado un valor preliminar de 2 milímetros usando como referencia el valor  $t_f$ . Por tanto, el número de celdas como las originales que podrían colocarse unas sobre otras será de:

$$N_{celdas_{long}} \leq \frac{h_{batpack}}{h_{celda}} \rightarrow N_{celdas_{long}} \leq \frac{0.061}{0.02} \rightarrow N_{celdas_{long}}(\text{máx}) = 3$$

Del mismo modo, el ancho del bloque de baterías móviles no podrá exceder unas determinadas medidas:

$$w_{batpack} \leq w_{fus} - 2 \cdot t_f - 2 \cdot t_s$$

$$w_{batpack} \leq 120 - 2 \cdot 2 - 2 \text{ mm} \rightarrow w_{batpack} \leq 114 \text{ mm}$$

donde  $w_{fus}$  es la anchura del fuselaje. Así pues, el número máximo de celdas que podrían disponerse paralelamente sería,

$$N_{celdas_{par}} \leq \frac{w_{batpack}}{w_{celda}} \rightarrow N_{celdas_{par}} \leq \frac{0.114}{0.05} \rightarrow N_{celdas_{par}}(\text{máx}) = 2$$

En vista de los resultados obtenidos, el número máximo de celdas agrupables en un hipotético bloque móvil, respetando las dimensiones originales del fuselaje del UAV Phoenix, representa muy poca masa con respecto a la masa total de la aeronave,

concretamente un 6.65%, y es posible comprobar que el posicionamiento de dicho bloque a lo largo del fuselaje, incluso moviendo longitudinalmente dos bloques de 6 celdas cada uno, no permite desplazar el centro de gravedad del mismo en un amplio rango de posiciones debido a la corta longitud del fuselaje, sin tener en cuenta siquiera el posicionamiento del resto de baterías necesarias para dotar al UAV de la autonomía definida para el diseño original. Así pues, resulta evidente que la solución más eficaz pasa por conseguir concentrar toda la capacidad en uno o varios packs de baterías móviles íntegramente a lo largo del fuselaje y que cumplan con los requisitos de dimensiones de la mejor manera posible, suministrando una tensión igual a la de las baterías presentes en el diseño original del UAV Phoenix.

Para ello, debemos tener en cuenta que, según la autonomía del diseño original del UAV Phoenix (3.5 horas) y demanda eléctrica ( $I_d$ ) de sus distintos componentes (22.23 A en total), la capacidad mínima ( $C_{min}$ ) proporcionada por las baterías debe ser:

$$C_{min} = I_d \cdot \text{autonomía} = 22.23 \text{ A} \cdot 3.5 \text{ h} = 77.805 \text{ Ah}$$

Por tanto, es necesario buscar una solución de compromiso, es decir, una solución en la cual las baterías móviles sean lo más pesadas posibles y, por tanto, concentren gran parte de la capacidad necesaria, al mismo tiempo que se ajusten de la mejor forma posible a las dimensiones originales del diseño. La siguiente tabla muestra las especificaciones de baterías LiPo que pueden satisfacer, a priori, las necesidades del sistema de control longitudinal.

	<b>Tattu 10000mAh 11.1V 15C 3S1P LiPo</b>	<b>RV Power 10000mAh 11.1V 15C 3S1P LiPo</b>	<b>AGAPower 10000mAh 25C 11.1V</b>
<b>Peso por unidad [kg]</b>	0.6755	0.680	0.625
<b>Voltaje [V]</b>	11.1	11.1	11.1
<b>Capacidad [Ah]</b>	10	10	10
<b>Máx. descarga continua</b>	15C	15C	25C
<b>Máx. descarga instantánea</b>	30C	30C	50C
<b>Máx. corriente continua [A]</b>	150	150	250
<b>Dimensiones (H x W x L) [m]</b>	0.031 x 0.065 x 0.165	0.03 x 0.069 x 0.143	0.029 x 0.057 x 0.165

*Tabla 6 - Especificaciones de las principales baterías del SMM longitudinal*

Entre las tres candidatas, de características muy similares, destaca la batería *AGAPower 10000mAh 25C 11.1V* debido a que su inferior anchura hace posible, teniendo en cuenta las dimensiones originales del fuselaje, la colocación de dos celdas paralelamente a lo largo del ancho del fuselaje, con sus respectivas celdas colocadas sobre ellas:

$$N_{celdas_{long}} \leq \frac{h_{batpack}}{h_{celda}} \rightarrow N_{celdas_{long}} \leq \frac{0.061}{0.029} \rightarrow N_{celdas_{long}}(m\acute{a}x) = 2$$

$$N_{celdas_{par}} \leq \frac{w_{batpack}}{w_{celda}} \rightarrow N_{celdas_{par}} \leq \frac{0.114}{0.057} \rightarrow N_{celdas_{par}}(m\acute{a}x) = 2$$

Por tanto, un bloque móvil de baterías dispondría de 4 unidades o celdas, con una masa total de:

$$m_{batpack} = 4 \cdot 0.625 = 2.5 \text{ kg}$$

mientras que el número total de unidades de esta clase requeridas para garantizar la autonomía del modelo original es,

$$N_{celdas_{req}} = \frac{\text{capacidad requerida}}{\text{capacidad unitaria}} = \frac{77.805}{10} \sim 8 \text{ celdas}$$

Así pues, al escoger un modelo de batería como este, tan sólo se necesitarán 2 bloques móviles. En apartados posteriores, se propondrá un mecanismo longitudinal de movimiento de masas que se adecúe al diseño del fuselaje y a las características de las baterías seleccionadas, minimizando las modificaciones sobre el diseño original.

## 2.5.2 Masas móviles lateralmente

La generación de momento de balance mediante el movimiento de baterías en el UAV Phoenix implica ciertas dificultades relacionadas con el bajo espesor del ala.

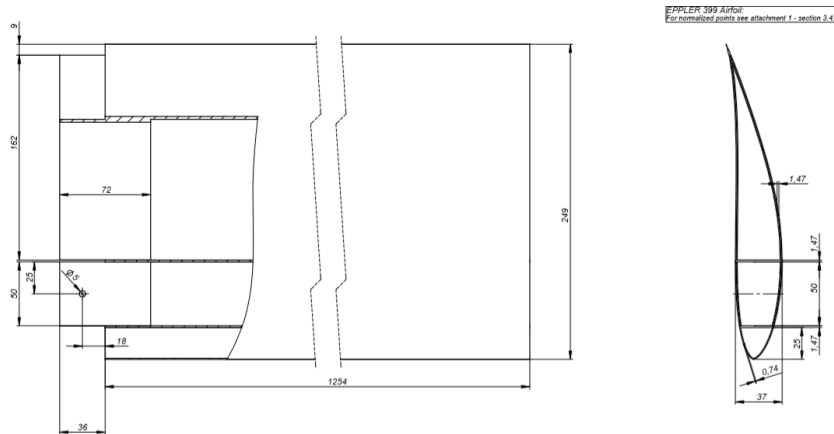


Figura 17 - Dimensiones del ala original del UAV Phoenix [2]

Si se observa la *Figura 17* es evidente que los dos posibles espacios por los cuales mover las baterías son el comprendido entre el borde de salida y el larguero posterior así como el espacio existente entre ambos largueros.

Del mismo modo que para el caso del movimiento longitudinal de masas, las baterías presentes en el diseño preliminar del UAV no tienen unas dimensiones adecuadas para poder ser desplazadas útilmente por ninguno de los dos espacios intra-alares definidos. Por tanto, en este estudio se considerará la adición de baterías cilíndricas para intentar hacer posible la actuación sobre el momento de balance, garantizando al mismo tiempo el suministro de energía adicional demandado por el mecanismo que actúe sobre los diversos bloques de baterías. Debido a la gran envergadura alar del UAV (comparada con la longitud del fuselaje), el mecanismo lateral de movimiento de masas precisará de costillas a lo largo del ala que le sirvan de soporte, como se verá y analizará debidamente más adelante. Así pues, en primera instancia se considerará que el diámetro de las baterías no debe superar el espesor máximo del ala con un factor de seguridad de 1.25, es decir:

$$\phi_{bat} \leq \frac{e_{m\acute{a}x}}{1.25} \rightarrow \phi_{bat} \leq \frac{0.037}{1.25} = 0.0296 \text{ m}$$

Como contrapunto, el número de baterías que se pueden colocar en serie no supone una limitación en primera instancia debido a la envergadura del ala. En este caso no es necesario realizar un análisis previo puesto que el mecanismo lateral de movimiento de masas requiere la adición de nuevas baterías. Tras analizar la oferta existente de baterías recargables de Li-ion cilíndricas, a continuación se muestran las baterías consideradas en este estudio:

	<b>Tenergy Li-Ion 3.7V 4000mAh</b>	<b>YOKEnergy ICR26650-C1</b>	<b>Keppower IMR2665 4200mAh</b>
<b>Peso por unidad [kg]</b>	0.0940	0.0900	0.0925
<b>Voltaje [V]</b>	3.7	3.7	3.7
<b>Capacidad [Ah]</b>	4.2	4	4.2
<b>Máx. descarga continua</b>	1C	1C	-
<b>Máx. corriente continua [A]</b>	5	-	30
<b>Número de ciclos</b>	>500	~500	-
<b>Dimensiones (D x L) [m]</b>	0.0264 x 0.0663	0.0263 x 0.0658	0.0263 x 0.0672

*Tabla 7 - Especificaciones de las principales baterías del SMM lateral*



Debido a la similitud de características geométricas así como a la ausencia de información detallada sobre algunas de las baterías, se tomará como modelo la batería *Tenergy*, que por otra parte resulta ser la que tiene mayor masa y por tanto provocará una mayor alteración en la posición lateral del centro de gravedad del UAV completo. En apartados posteriores se definirá el mecanismo lateral de movimiento de masas así como el tamaño bloque o bloques de baterías móviles.

## 2.6 Descripción del SMM longitudinal

### 2.6.1 Propuesta de bloque motriz

El mecanismo de movimiento longitudinal de masas dentro del fuselaje que se pretende desarrollar de forma preliminar en este estudio precisa de un motor alimentado eléctricamente capaz de desarrollar la fuerza necesaria para desplazar los bloques de baterías pertinentes en un rango de posiciones que garantice la capacidad de generar un momento de cabeceo equiparable al obtenido mediante la deflexión del timón de profundidad en condiciones de vuelo rectilíneo, simétrico y estacionario con  $n = 1$  y  $\alpha = 0 \text{ rad}$  (caso crítico), tanto positiva como negativamente.

Así pues, es lógico considerar en un primer lugar motores eléctricos convencionales de tipo PMM (*Permanent Magnet Motor*), tanto síncronos como asíncronos, así como motores de tipo SRM (*Switched Reluctance Motor*), puesto que resulta una tecnología en pleno desarrollo debido en gran medida a la industria automovilística, en concreto al sector interesado en los vehículos híbridos. No obstante, este tipo de motores generan par a través de la rotación de un eje, hecho que presenta ciertas dificultades. Sin ir más lejos, para transformar este movimiento de rotación en un movimiento de translación (en los dos sentidos) sería necesario implementar un mecanismo de biela-manivela difícilmente adaptable a las restrictivas medidas del fuselaje del UAV Phoenix. Por tanto, es conveniente analizar otro tipo de solución más adecuada al movimiento de precisión que este diseño precisa.

Con tal propósito se contempla el uso actuadores lineales paso a paso o *steppers*, dispositivos que se encargan de transformar de forma directa el movimiento rotacional del eje de un motor alimentado eléctricamente en movimiento lineal o de traslación. Actualmente existe una gran variedad de fabricantes y opciones, desde motores piezo-ultrasónicos (de gran aceleración pero para aplicaciones donde se requiera poca fuerza) hasta motores PMMs. La diferencia principal entre los motores PMM o SRM convencionales combinados con un mecanismo de biela-manivela con respecto a los actuadores lineales paso a paso es la mayor precisión de desplazamiento que éstos últimos garantizan (aunque se basen en la misma tecnología), siendo por tanto ideales para el tipo de tarea que se plantea en este estudio. De entre los distintos tipos de *steppers* lineales disponibles, en este estudio se consideran los actuadores de la casa americana *Anaheim Automation* que se muestran en la siguiente tabla como principales opciones.

	Actuadores lineales híbridos no-internos	Actuadores lineales PM ( <i>Permanent Magnet</i> ) no- internos	Actuadores lineales PM ( <i>Permanent Magnet</i> ) internos
<b>Fuerza lineal [N]</b>	178 a 1241	9 a 98	9 a 98
<b>Tamaños [mm]</b>	NEMA 11 a NEMA 34	20 a 57 (diámetro)	20 a 42 (diámetro)
<b>Tamaño del husillo roscado [mm]</b>	152.4 a 304.8	101.6 a 152.4	101.6 a 152.4
<b>Personalizable</b>	Sí	Sí	Sí

Tabla 8 - Actuadores magnéticos paso a paso para el SMM longitudinal

El tamaño del husillo roscado que desarrolla el movimiento lineal no supone un problema puesto que se podría encargar hecho a medida a múltiples fabricantes. El tamaño del motor, por otra parte, resulta un parámetro restrictivo, pero la principal restricción radica en la fuerza lineal que estos motores son capaces de desarrollar.

## 2.6.2 Descripción del mecanismo longitudinal y propuesta de modelo dinámico

Como se ha visto anteriormente, para seleccionar un determinado actuador lineal paso a paso es necesario determinar la máxima fuerza lineal que éste tendrá que desarrollar. Para ello, se debe plantear un modelo matemático que incluya, de forma relativamente simplificada, las fuerzas presentes en un problema de estas características, suponiendo que el mecanismo constará de dos bloques de 4 celdas de baterías cada uno, situados a uno y otro lado del motor y sobre sendos soportes dotados de 2 bases móviles dotadas de rodamientos que circularán por unas guías sobre la superficie de apoyo, como se ilustrará en el apartado estructural. En tal caso, se tiene:

- Resistencia de rodadura:  $F_{rodadura} = \mu_r mg \cos \alpha_{stall}$ , donde  $\mu_r$  es el coeficiente de fricción de rodadura (se tomará como valor típico para rodamientos esféricos de precisión  $\mu_r = 0.015$ ),  $\alpha_{stall}$  es el ángulo de entrada en pérdida, puesto que se quiere considerar una situación crítica en que la fuerza lineal deba ser máxima (para el UAV Phoenix se define el valor de ángulo de entrada en pérdida como  $\alpha_{stall} = 35^\circ = 0.6109 \text{ rad}$ ) y  $m$  es la masa total de las baterías y su soporte. El valor de  $m$  se

modelizará, en forma de primera aproximación, como  $m = 1.1 \cdot 2 \cdot m_{batpack}$ , es decir,  $m = 1.1 \cdot 2 \cdot 2.5 = 5.5 \text{ kg}$ ). El factor 1.1 intenta asumir el peso de los bloques contenedores de masas móviles no diseñados todavía en este punto del estudio. También cabe comentar que se ha supuesto que  $\theta \cong \alpha$ , donde  $\theta$  es el ángulo de asiento del UAV.

- Peso de los bloques de baterías:  $F_{peso} = mgs\sin\alpha_{stall}$  (se trata del componente del peso en la dirección del movimiento, que en este estudio se considera máximo cuando el ángulo de ataque del UAV coincide con el ángulo de entrada en pérdida).
- Resistencia aerodinámica:  $F_{aerodinámica} = \frac{1}{2}\rho AC_D V_a^2$ , donde  $A$  es la suma de las áreas frontales de ambos bloques de baterías (para las baterías y la configuración seleccionadas, resulta  $A = 2 \cdot 4 \cdot 0.057 \cdot 0.029 = 0.0132 \text{ m}^2$ ),  $C_D$  es el coeficiente de resistencia aerodinámica (para el cual, basado en coeficientes de rozamiento de vehículos de geometría casi rectangular, se tomará  $C_D = 0.5$ ),  $\rho$  es la densidad del aire en condiciones de crucero (puesto que el UAV Phoenix no está dotado de sistema de presurización,  $\rho = 1.1116 \text{ kg/m}^3$ ) y  $V_a$  la velocidad de avance del mecanismo.

Planteando la simplificada ecuación dinámica del movimiento del mecanismo se llega a:

$$F_{lineal} = \mu_r mg \cos\alpha_{stall} + mgs\sin\alpha_{stall} + \frac{1}{2}\rho AC_D V_a^2 + ma_a \quad (6.1)$$

donde  $ma_a$  es el término correspondiente a la aceleración lineal. Esta ecuación se puede reescribir como:

$$F_{lineal} = \mu_r mg \cos\alpha_{stall} + mgs\sin\alpha_{stall} + \frac{1}{2}\rho AC_D V_a^2 + m \frac{dV_a}{dt} \quad (6.2)$$

Por tanto, es posible aislar la variable diferencial de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} \frac{dV_a}{dt} &= \frac{F_{lineal}}{m} - \mu_r g \cos\alpha_{stall} - g \sin\alpha_{stall} - \frac{\frac{1}{2}\rho AC_D V_a^2}{m} \\ \frac{dV_a}{dt} &= \frac{F_{lineal}}{5.5} - 0.015 \cdot 9.81 \cdot \cos(0.6109) - 9.81 \cdot \sin(0.6109) - \frac{\frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 0.0132 \cdot 0.5 \cdot V_a^2}{5.5} \\ \frac{dV_a}{dt} &= 0.1818 \cdot F_{lineal} - 0.1205 - 5.6269 - 6.6696 \cdot 10^{-4} \cdot V_a^2 \end{aligned}$$

Esta última expresión permite la simulación mediante *Simulink* del modelo dinámico que se desarrollará en el siguiente subapartado.

### 2.6.3 Elección preliminar del actuador longitudinal. Respuesta y modificaciones propuestas

- Elección preliminar del actuador longitudinal:

Las limitaciones estructurales del diseño original del fuselaje, comentadas anteriormente en el apartado 2.5.1 limitan la elección del actuador lineal paso a paso.

Debido al mayor tamaño de los actuadores lineales híbridos no internos, se considerará directamente la implementación de un actuador lineal PM interno o no-interno, optando por este último grupo puesto que este tipo de actuador presenta una menor complejidad en su diseño y una mayor fiabilidad. De entre todos ellos se selecciona de forma preliminar aquel que puede ejercer una mayor fuerza lineal:

<b>Anaheim Automation TSFNA57-075-26-042-LW4 5</b>	
<b>Fuerza lineal máxima [N]</b>	106.76
<b>Intensidad de corriente nominal por fase [A]</b>	0.42
<b>Tensión nominal por fase [V]</b>	6
<b>Longitud del motor [m]</b>	0.0345
<b>Diámetro del motor [m]</b>	0.0570
<b>Peso del motor [kg]</b>	0.0862
<b>Longitud del huso roscado [m]</b>	Personalizable
<b>Diámetro del huso roscado [m]</b>	0.00635

Tabla 9 - Especificaciones del actuador preliminar para el SMM longitudinal

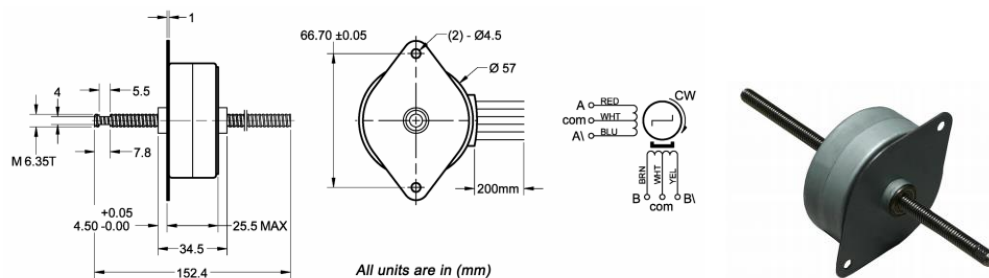


Figura 18 - Anaheim Automation TSFNA57-075-26-042-LW4 5 <sup>[10]</sup>

- Respuesta:

La siguiente imagen muestra de forma esquemática el interior de un actuador lineal PM de dos fases, pudiéndose tratar tanto de uno no-interno como interno.

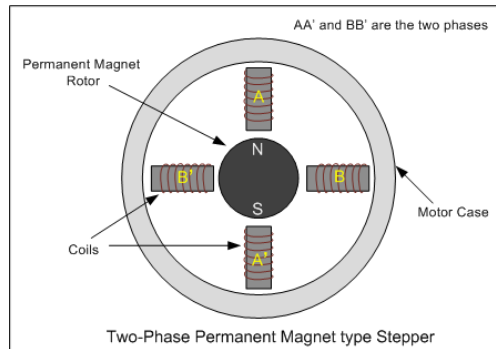


Figura 19 - Interior de un actuador lineal PM paso a paso [11]

El rotor es el llamado imán permanente (*permanent magnet*) mientras que el estator está hecho de un determinado metal bobinado. Al circular la corriente de la forma debida por dos bobinas opuestas diametralmente (es decir, una fase), entre ellas aparece un campo magnético de polaridad definida, forzando la alineación del estator con dicho campo para retornar a un estado de equilibrio y provocando al mismo tiempo la rotación del mismo. Ello queda ilustrado en la siguiente figura:

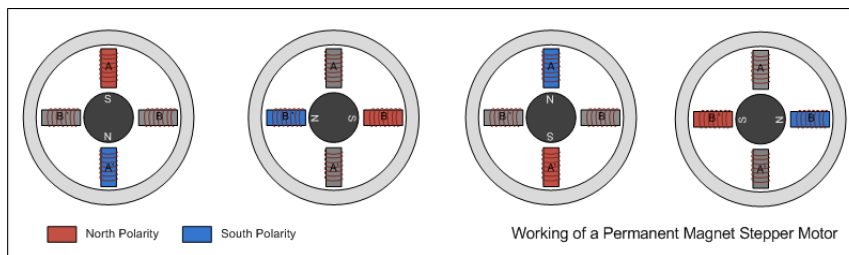


Figura 20 - Funcionamiento de un actuador lineal PM paso a paso [11]

El número de polos del rotor y de fases del estator es variable. Sin embargo, atendiendo a las características de los actuadores lineales paso a paso que se emplean como modelo en este estudio, se considerará un motor de dos fases y alimentación bipolar.

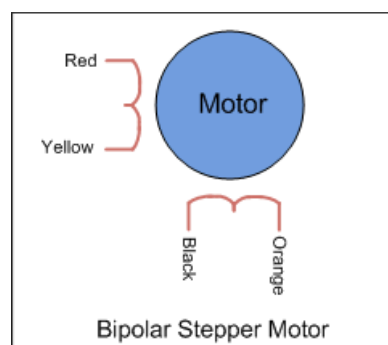


Figura 21 - Diagrama de cableado para un actuador lineal paso a paso de 2 fases y alimentación bipolar [11]

Como se ve en la Figura 21, un stepper de alimentación bipolar tiene un único devanado por polo de cada fase, y la dirección de la corriente debe ser invertida para conseguir cambiar la polaridad de la fase y garantizar el giro completo del rotor como se muestra en

la *Figura 20*. En consecuencia, un motor de dos fases como el sujeto a estudio requiere de 4 cables de entrada y el circuito de control de este tipo de actuador resulta algo complejo debido al cambio de dirección de corriente requerido.

Una vez visto el principio de funcionamiento de esta clase de motor se procede a la simulación de la respuesta del mismo. Para ello, es preciso conocer la siguiente información que el fabricante del *stepper* bipolar PM facilita:

$$F_{lineal_{m\acute{a}x}} = F_n = 106.76 \text{ N} \quad i_n = 0.42 \text{ A} \quad V_n = 6 \text{ V}$$

El sufijo  $n$  hace referencia a condiciones nominales por fase (nótese que atendiendo a los valores de entrada que el fabricante proporciona, expuestos en la *Tabla 9*, es posible deducir que las fases están conectadas en serie).

Al tratarse de un motor que transforma el movimiento de rotación del rotor en movimiento lineal de un husillo roscado, se puede establecer la siguiente relación considerando que no existen pérdidas mecánicas de potencia:

$$P_{mec} = cte \rightarrow T \cdot \omega = F \cdot v \quad v = f(\omega) = p \cdot \omega \quad (6.3)$$

En la expresión planteada,  $T$  es el par de rotación del motor,  $\omega$  la velocidad angular del rotor,  $F$  la fuerza lineal que el motor puede ejercer,  $v$  la velocidad de avance del husillo roscado y  $p$  el paso de rosca, es decir, el avance lineal del husillo por revolución girada. Por otra parte, si se define la velocidad base  $\omega_b$  como la máxima velocidad a la que el motor puede trabajar a máxima potencia, se tiene que:

$$T_n \cdot \omega_b = P_{mec_{m\acute{a}x}} \quad (6.4)$$

Asumiendo que el valor del paso es personalizable y atendiendo a las relaciones planteadas, se puede afirmar que:

$$T = F \cdot p \rightarrow T_n = F_n \cdot p \quad (6.5)$$

Suponiendo que la relación entre la potencia mecánica para este motor es equiparable a la de un SRM (puesto que el principio de funcionamiento es considerablemente similar),

$$P_{mec} = k_e \cdot k_d \cdot V \cdot i \cdot m \quad (6.6)$$

donde  $m$  es el número de fases activas simultáneamente (en el caso que se estudia  $m = 1$ ),  $k_e$  la eficiencia del motor y  $k_d$  es el ciclo de trabajo, es decir, la relación entre el tiempo en que está activa la fase y el período de la señal que recibe. Suponiendo valores típicos de  $k_e = 0.9$  y  $k_d = 1$ , se tiene que:

$$P_{mec_{m\acute{a}x}} = k_e \cdot k_d \cdot V_n \cdot i_n \cdot m = 0.9 \cdot 1 \cdot 6 \cdot 0.42 \cdot 1 = 2.268 \text{ W} \quad \text{con} \quad \omega_b = \frac{P_{mec_{m\acute{a}x}}}{F_n \cdot p}$$

Por tanto, teniendo una potencia fija el valor del paso determinará la velocidad angular máxima (y en consecuencia, lineal) que el mecanismo puede ejercer trabajando en situación de máxima fuerza lineal aplicada.

La precisión de movimiento lineal que consigue un actuador paso a paso con cada pulso de la señal de control (es decir, con cada activación de una de las fases), en el caso de tener 2 fases en el estator y 2 polos en el rotor, coincide con la cuarta parte del paso del husillo roscado que se decida colocar. Por tanto, con un paso de 2 mm/rev se tendrá una precisión de 0.5 mm/pulso, y los resultados obtenidos para el diseño original de acuerdo con las hipótesis realizadas y el modelo dinámico planteado en el subapartado 2.6.2 serían los siguientes:

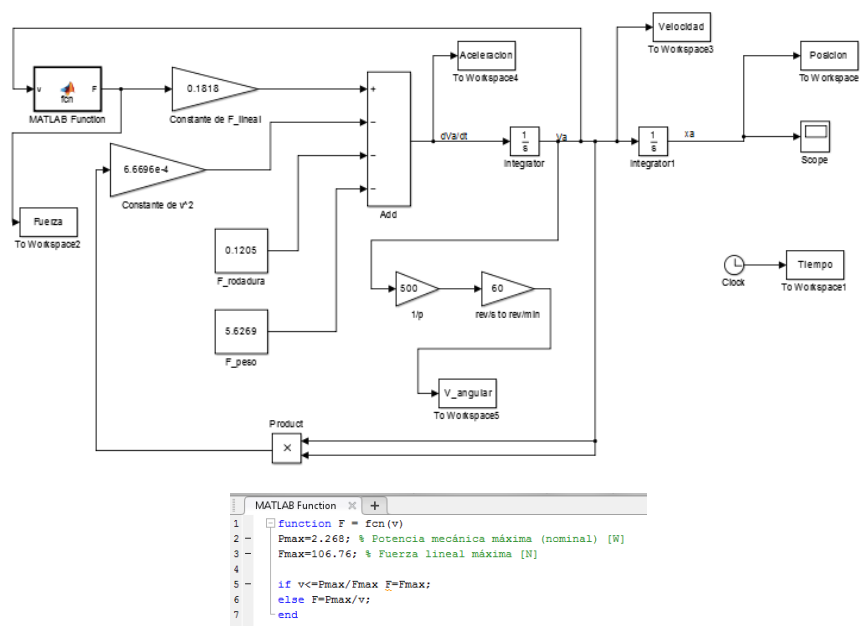


Figura 22 - Modelo dinámico en Simulink para el actuador del SMM longitudinal

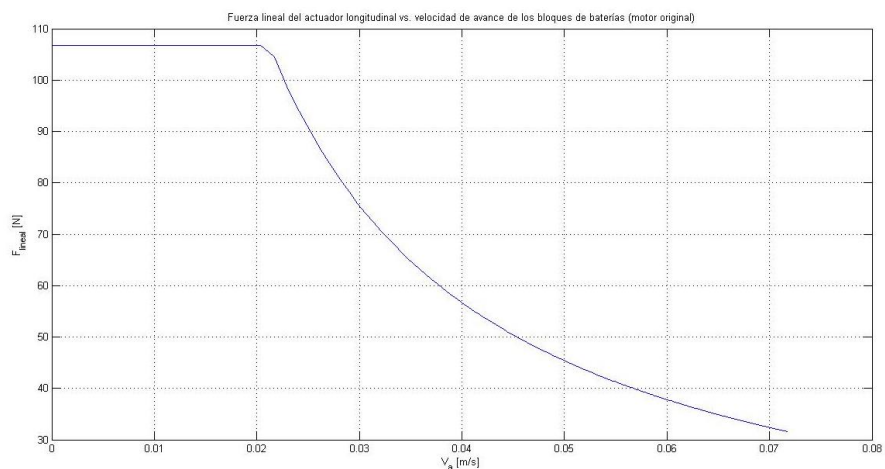


Figura 23 - Fuerza lineal del actuador longitudinal vs. velocidad de avance de los bloques de baterías longitudinales



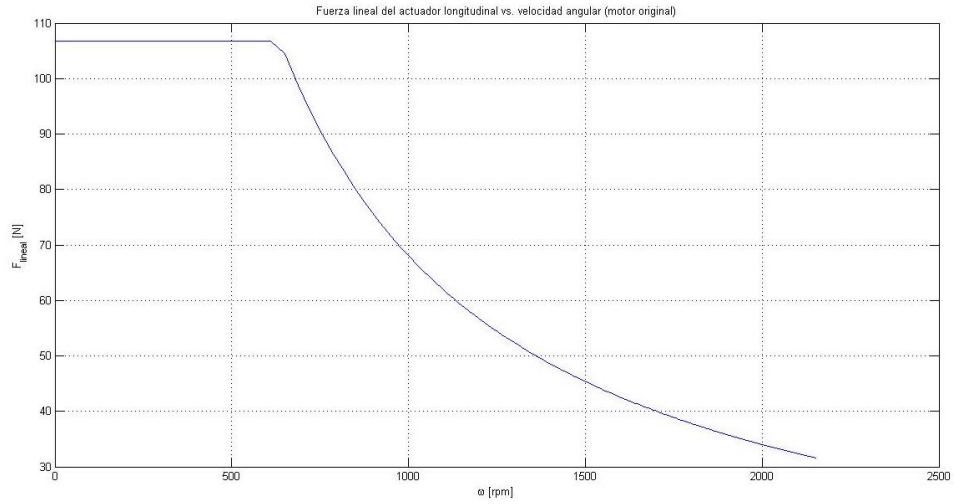


Figura 24 - Fuerza lineal del actuador longitudinal vs. velocidad angular

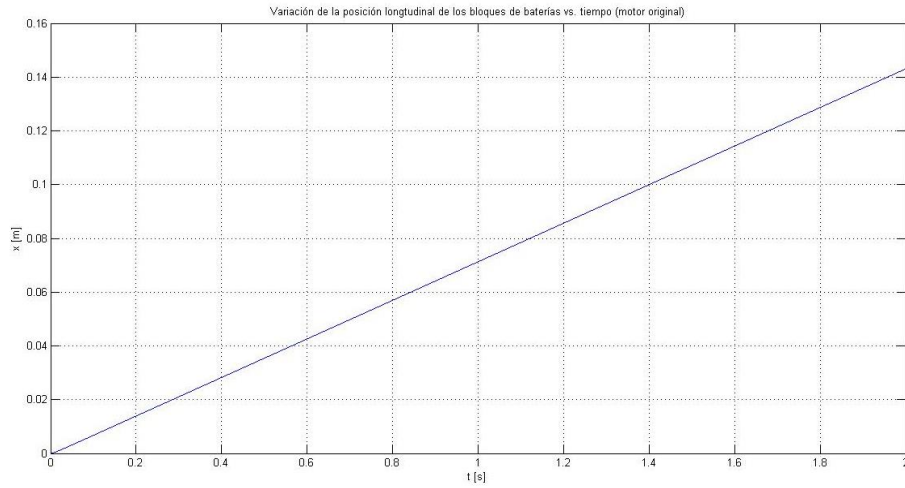


Figura 25 - Variación de la posición de los bloques longitudinales de baterías vs. tiempo

Con tal de que el movimiento de masas se produzca de forma que pueda ser considerada casi-instantánea, en este estudio se supone el siguiente requisito:

$$t \left( \frac{l_f}{2} \right) \leq 1 \text{ s}$$

$$\frac{l_f}{2} = \frac{0.422}{2} = 0.211 \text{ m}$$

Por tanto, los resultados obtenidos, mostrados en la *Figura 25*, no satisfacen los requisitos establecidos previamente puesto que el motor tarda más de dos segundos en recorrer la longitud estipulada. Asimismo, cabe comentar que el comportamiento aparentemente lineal de  $x(t)$  se debe a que, trabajando a máxima potencia, el motor alcanza casi instantáneamente la velocidad lineal máxima a la cual puede operar haciendo frente a las fuerzas propuestas en el modelo dinámico.

- Modificaciones propuestas y respuesta del mecanismo longitudinal con el motor modificado:

Asumiendo la posibilidad de que el fabricante elabore un motor hecho a medida para este caso concreto y atendiendo a la norma AWG (*American Wire Gauge*) es posible establecer, como primera aproximación, una relación lineal entre el radio del motor y la intensidad que el cable del bobinado puede soportar. Así pues, y asumiendo también que el metal que conforma los electroimanes de cada fase así como el propio imán permanente (rotor) no alcanzan el estado de saturación magnética (es decir, el flujo magnético que pueden generar sigue aumentando sin estabilizarse en un valor intermedio), así como teniendo en cuenta las limitaciones estructurales de fuselaje, se puede considerar que:

$$\phi_{cableoriginal}(AWG25 \quad i_{m\acute{a}x} = 0.46 \text{ A}) = 0.4547 \text{ mm} \rightarrow R_{stepper} = 28.5 \text{ mm}$$

$$\phi_{stepper_{m\acute{a}x}} = h_{fus}(no \text{ inclinado}) - 2 \cdot t_{fus} = 0.069 - 2 \cdot 0.002 = 0.065 \text{ m} = \mathbf{65 \text{ mm}}$$

$$R_{stepper_{m\acute{a}x}} = 32.5 \text{ mm} = R_{stepper} \cdot \frac{\phi_{cablem\acute{a}x}}{\phi_{cableoriginal}} \rightarrow \phi_{cablem\acute{a}x} = \frac{32.5}{28.5} \cdot 0.4547 = 0.5185 \text{ mm}$$

$$\phi_{cablemod}(AWG24) = 0.5106 \text{ mm} \rightarrow \mathbf{i_{mod} = 0.58 \text{ A}}$$

Por tanto el valor propuesto  $i_{mod}$  es el máximo valor de intensidad nominal que se puede hacer circular por el bobinado del motor modificado propuesto. Para este valor de intensidad nominal y manteniendo la tensión nominal por fase en  $V_n = 6 \text{ V}$ , la nueva potencia resulta ser,

$$P_{mec_{m\acute{a}x}}(i_{mod}) = 0.9 \cdot 1 \cdot 0.58 \cdot 6 \cdot 1 = 3.132 \text{ W}$$

Por otra parte, otra relación existente para la potencia de salida de un motor paso a paso y sus características geométricas así como la velocidad angular base del mismo es:

$$P_{mec} = k_e \cdot k_d \cdot k_2 \cdot (B \cdot A_s) \cdot D^2 \cdot L \cdot \omega_b \quad (6.7)$$

donde  $B$  es la intensidad de campo magnético que ve el rotor y  $A_s$  es la carga eléctrica específica, parámetros que dependen únicamente del número de vueltas por bobina, la intensidad de corriente y el diámetro del motor. Así pues, con la última configuración planteada se puede determinar el valor constante, aumentando el paso en detrimento de la precisión del movimiento, con tal de reducir el valor de la velocidad angular base,

$$\left. \begin{aligned} F_{n_{mod}} &= F_n = 106.76 \text{ N} \\ p &= 0.008 \frac{\text{m}}{\text{rev}} \\ L_{mod} &= L_{original} = 0.0345 \text{ m} \\ \omega_b &= \frac{P_{mec_{m\acute{a}x}}}{F_n \cdot p} \left[ \frac{\text{rev}}{\text{s}} \right] \end{aligned} \right\} = k_e \cdot k_d \cdot k_2 \cdot (B \cdot A_s) = \frac{F_n \cdot p}{L \cdot D^2} = \frac{106.76 \cdot 0.008}{0.0345 \cdot 0.065^2} = 5859.39 \frac{\text{N}}{\text{rev} \cdot \text{m}^2}$$

$$P_{mec} = 5859.39 \cdot D^2 \cdot L \cdot \omega_b \quad \text{con} \quad \omega_b = \frac{3.132}{106.76 \cdot 0.008} = 3.667 \frac{rev}{s}$$

En consecuencia, si se desea un motor de 10 W de potencia con paso de rosca de  $p = 0.008 \frac{m}{rev}$ , es decir, con una precisión de  $2 \frac{mm}{rev}$ , manteniendo el diámetro y aumentando la longitud del motor únicamente en 1.5 veces, resulta una velocidad angular base:

$$\omega_b = \frac{10}{5859.39 \cdot 0.065^2 \cdot 1.5 \cdot 0.0345} = 7.806 \frac{rev}{s}$$

y por tanto, con una nueva fuerza lineal máxima y una nueva tensión nominal de fase,

$$F_{lineal_{m\acute{a}x}} = F_n = \frac{10}{7.806 \cdot 0.008} = 160.14 \text{ N} \quad V_n = \frac{10}{0.9 \cdot 1 \cdot 0.58 \cdot 1} = 19.15 \text{ V}$$

(nótese que la relación entre fuerza (en definitiva, par motor) y la longitud del motor paso a paso es aproximadamente lineal). Los resultados obtenidos para el motor modificado son:

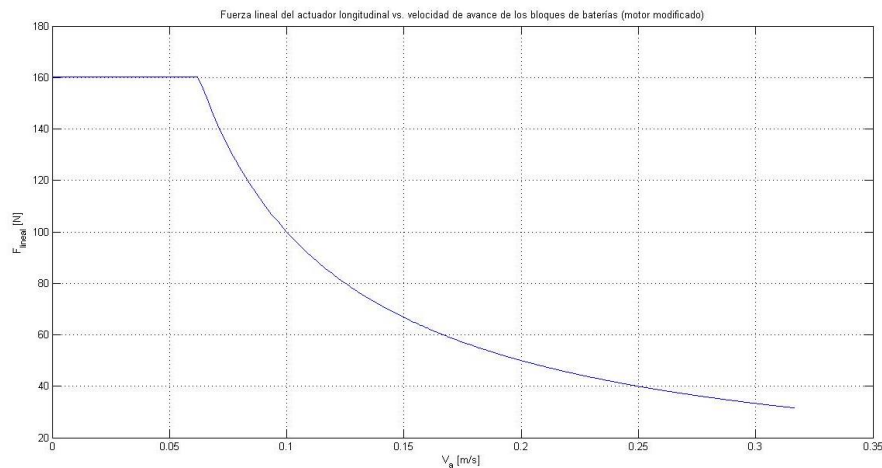


Figura 26 - Fuerza lineal del actuador longitudinal modificado vs. velocidad de avance

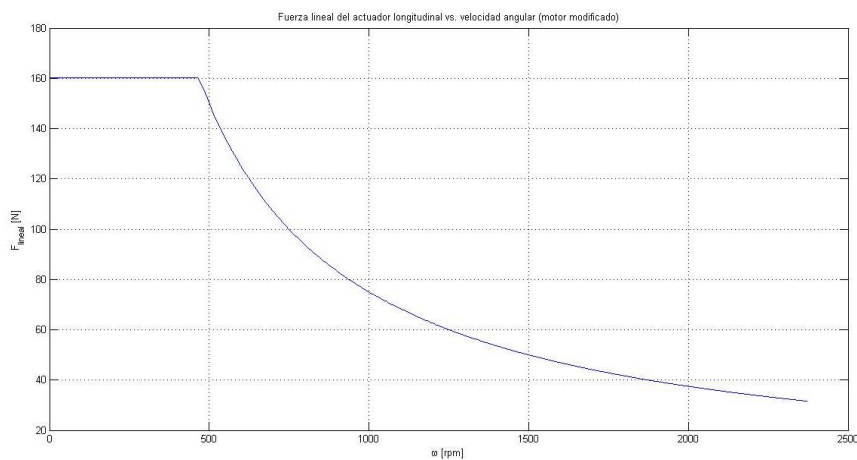


Figura 27 - Fuerza lineal del actuador longitudinal modificado vs. velocidad angular

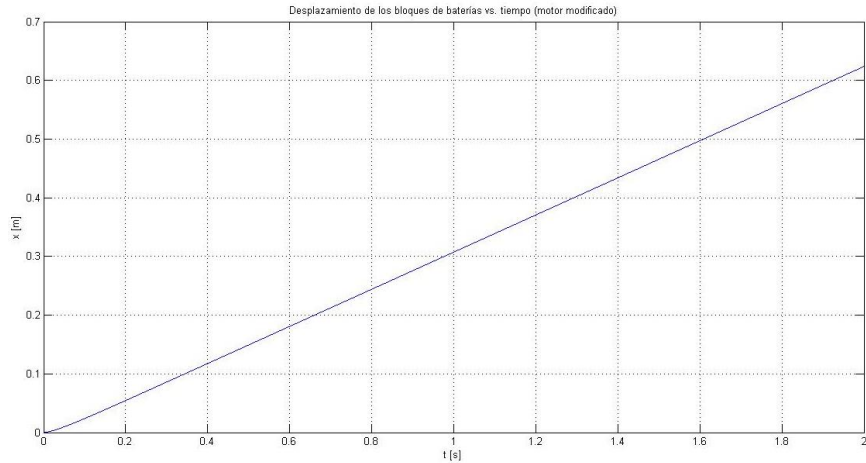


Figura 28 - Desplazamiento de los bloques de baterías longitudinales vs. tiempo (actuador modificado)

En este caso el motor sí que cumple con las restricciones establecidas siguiendo el modelo dinámico del caso más crítico ( $\alpha_{wb} = \alpha_{stall}$ ).

Por último, es necesario estimar el peso. Asumiendo que la densidad permanece constante, el peso del motor redimensionado será:

$$\rho_{stepper} = \left( \frac{m_{stepper}}{V_{stepper}} \right)_{original} = \frac{0.0862}{\pi \cdot \frac{0.0345^2}{4} \cdot 0.0570} = 808 \text{ kg/m}^3$$

$$m_{stepper_{mod}} = 808 \cdot \left( \pi \cdot \frac{0.065^2}{4} \cdot 0.05175 \right) = \mathbf{0.1387 \text{ kg}}$$

Las especificaciones del motor modificado se resumen en la siguiente tabla:

<b>Anaheim Automation TSFNA57-075-26-042-LW4 5 MODIFICADO</b>	
<b>Fuerza lineal máxima [N]</b>	160.14
<b>Intensidad de corriente nominal por fase [A]</b>	0.58
<b>Tensión nominal por fase [V]</b>	19.15
<b>Longitud del motor [m]</b>	0.05175
<b>Diámetro del motor [m]</b>	0.065
<b>Peso del motor [kg]</b>	0.1387
<b>Longitud del huso roscado [m]</b>	Personalizable
<b>Diámetro del huso roscado [m]</b>	0.00635
<b>Precisión [m]</b>	0.002
<b>Paso de rosca [m]</b>	0.008

Tabla 10 - Especificaciones del actuador lineal longitudinal modificado

## 2.6.4 Guiado del SMM longitudinal

Hasta este punto, el mecanismo de movimiento longitudinal de baterías consta de un actuador lineal paso a paso ya definido que mueve linealmente y en ambas direcciones dos soportes, conteniendo cada uno de ellos un bloque de 4 celdas de baterías. Así pues, con tal de evitar la fricción con la superficie interna del fuselaje y dotar de un correcto movimiento y una respuesta óptima al mecanismo es necesario el uso de guías lineales dotadas de bases móviles, unidas en forma de pinza con rodamientos a las propias guías y capaces de ser acopladas a los soportes de baterías.

De entre la gran variedad de guías de este tipo disponibles en el mercado, en este estudio se considerará el uso de guías del mismo fabricante que el propio actuador capaces de soportar el peso del bloque formado por un soporte y 4 baterías, con las menores dimensiones posibles con tal de poder adaptarse al fuselaje del UAV.

Así pues, suponiendo que todo el peso del bloque móvil definido se apoya sobre una sola guía, se tiene una carga estática máxima de:

$$F_{estática} = 1.1 \cdot m_{batpack} \cdot g = 1.1 \cdot 2.5 \cdot 9.81 \cong 27 \text{ N}$$

mientras que la carga dinámica en situación de máxima aceleración (calculada a partir del modelo dinámico del motor PM realizado con *Simulink*, en el momento del arranque del mecanismo en vuelo de crucero, en el cual la resistencia aerodinámica es mínima, considerando que la fuerza se aplica de forma instantánea) y ángulo de ataque crítico (de entrada en pérdida) proyectada en la dirección normal al soporte, resultla:

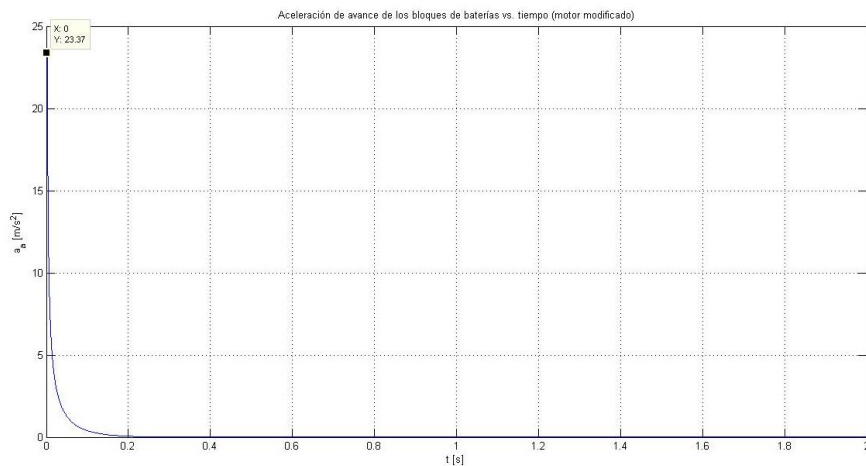


Figura 29 - Aceleración de avance de los bloques de baterías del SMM longitudinal vs. tiempo

$$F_{dinámica_{máx}} = 1.1 \cdot m_{batpack} \cdot a_{máx} \cdot \cos \alpha_{stall} = 1.1 \cdot 2.5 \cdot 23.37 \cdot \cos(0.6109) \cong 53 \text{ N}$$

Atendiendo a estas especificaciones, la guía que cumple los requisitos con las mínimas dimensiones tiene las siguientes características:

<b>Anaheim Automation CPC-MR3ML-SSV0N</b>	
<b>Carga estática máxima [N]</b>	600
<b>Carga dinámica máxima [N]</b>	300
<b>Altura de la guía + base móvil (H) [m]</b>	0.004
<b>Ancho de la guía (W<sub>1</sub>) [m]</b>	0.003
<b>Ancho de la base móvil (W) [m]</b>	0.008
<b>Longitudes de la base móvil (L, L<sub>1</sub>) [m]</b>	0.0157 , 0.011
<b>Peso de la guía [kg/m]</b>	2.2680
<b>Peso de la base móvil [kg]</b>	0.0045

Tabla 11 - Especificaciones Anaheim Automation CPC-MR3ML-SSV0N

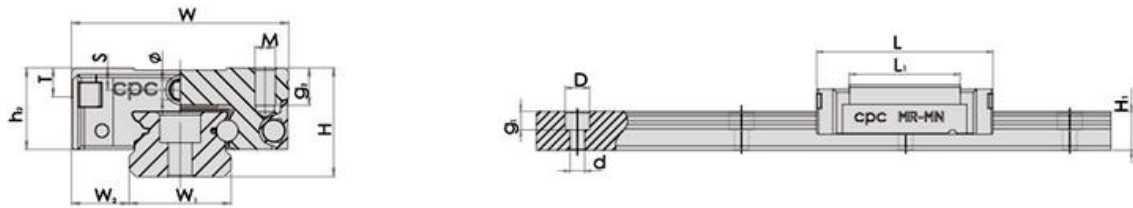


Figura 30 - Esquema de las guías del SMM longitudinal

## 2.6.5 Rango de posiciones longitudinales del centro de gravedad alcanzable

- Diseño original del fuselaje:

Con tal de obtener el mayor rango de posiciones longitudinales del centro de gravedad del UAV moviendo de forma simétrica los bloques de baterías con respecto a la posición del motor paso a paso, éste se colocará en el centro del fuselaje, resultando el siguiente cálculo de las posiciones máximas y mínimas de los bloques de baterías anterior o posterior que el mecanismo puede proporcionar (siempre respecto al punto más avanzado del UAV), asumiendo siempre la homogeneidad másica de las mismas:

$$\text{Datos} \left\{ \begin{array}{l} l_{batpack} = \text{longitud de cada bloque de baterías} = 0.165 \text{ m} \\ l_{stepper} = 0.05175 \text{ m} \\ t_s = \text{grosor del soporte} = 0.002 \text{ m} \\ t_f = \text{grosor del fuselaje} = 0.002 \text{ m} \end{array} \right.$$

$$\begin{aligned}
x_{cg_{stepper}} &= \frac{l_f}{2} = \frac{0.422}{2} = 0.2110 \text{ m} \\
x_{cg_{\text{m}\acute{a}\text{x batpack anterior}}} &= x_{cg_{stepper}} - \frac{l_{batpack} + l_{stepper}}{2} - 2 \cdot t_s = 0.2110 - \frac{0.21675}{2} - 0.004 \\
x_{cg_{\text{m}\acute{a}\text{x batpack anterior}}} &= 0.0986 \text{ m} \\
x_{cg_{\text{m}\acute{i}\text{n batpack anterior}}} &= t_f + 2 \cdot t_s + \frac{l_{batpack}}{2} = 0.002 + 0.004 + \frac{0.165}{2} = 0.0885 \text{ m} \\
x_{cg_{\text{m}\acute{a}\text{x batpack posterior}}} &= l_f - t_f - \frac{l_{batpack}}{2} - 2 \cdot t_s = 0.422 - 0.002 - \frac{0.165}{2} - 0.004 \\
x_{cg_{\text{m}\acute{a}\text{x batpack posterior}}} &= 0.3335 \text{ m} \\
x_{cg_{\text{m}\acute{i}\text{n batpack posterior}}} &= x_{cg_{stepper}} + \frac{l_{batpack} + l_{stepper}}{2} + 2 \cdot t_s = 0.2110 + \frac{0.21675}{2} + 0.004 \\
x_{cg_{\text{m}\acute{i}\text{n batpack posterior}}} &= 0.3234 \text{ m}
\end{aligned}$$

Bajo esta suposición y con los parámetros geométricos del diseño original, resultan unas posiciones longitudinales máxima/mínima del centro de gravedad:

$$\begin{aligned}
(x_{cg_{\text{m}\acute{a}\text{x UAV}}})_{SMM} &= \frac{0.0986 \cdot 1.1 \cdot (2.5) + 0.2110 \cdot 0.1387 + 0.3335 \cdot (1.1) \cdot 2.5 + 0.2529 \cdot 6.242}{2 \cdot (1.1 \cdot 2.5) + 0.1387 + 6.242} \\
(x_{cg_{\text{m}\acute{a}\text{x UAV}}})_{SMM} &= \mathbf{0.2353 \text{ m}} \\
(x_{cg_{\text{m}\acute{i}\text{n UAV}}})_{SMM} &= \frac{0.0885 \cdot 1.1 \cdot (2.5) + 0.2110 \cdot 0.1387 + 0.3234 \cdot (1.1) \cdot 2.5 + 0.2529 \cdot 6.242}{2 \cdot (1.1 \cdot 2.5) + 0.1387 + 6.242} \\
(x_{cg_{\text{m}\acute{i}\text{n UAV}}})_{SMM} &= \mathbf{0.2308 \text{ m}}
\end{aligned}$$

donde  $m = 2.2(1.1 \cdot 2.5) \text{ kg}$ ,  $m_{stepper} = 0.1387 \text{ kg}$  y  $m_{UAVoriginal}(\text{sin baterías}) = 6.242 \text{ kg}$ . Este rango de posiciones, aparte de ser extremadamente reducido, no permite pasar de la zona de inestabilidad longitudinal a la zona de estabilidad longitudinal, al mismo tiempo que no permite la generación de momento de cabeceo positivo para ángulo de ataque  $\alpha_{wb} = 0$ , puesto que el valor frontera para los parámetros iniciales del diseño, calculado en el subapartado 2.3.1, resulta ser ,

$$x_{cg}(\alpha_{wb} = 0, (C_{mA})_{SMM} = 0) = 0.1887 \text{ m}$$

Así pues será necesario evaluar la posibilidad de modificar el diseño original del fuselaje, así como las posiciones de los distintos bloques con especial relevancia a nivel aerodinámico.

- Propuesta de modificación del diseño del fuselaje:

Como se ha podido comprobar anteriormente en este apartado, es imprescindible plantear la modificación de la geometría del fuselaje, así como la distancia a la cual se encuentra el centro de gravedad del ala (ya que se trata de uno de los bloques más pesados y comprometedores en lo respectivo al centrado del avión y a la generación de momento de cabeceo).

Así pues, se evalúa en primer lugar la influencia que un aumento de la longitud del fuselaje tiene sobre el rango de posiciones alcanzable mediante el mecanismo, a través del modelo matemático planteado en el apartado anterior y suponiendo que el aumento de masa del fuselaje y su consecuente modificación del centro de gravedad del UAV sin baterías es despreciable:

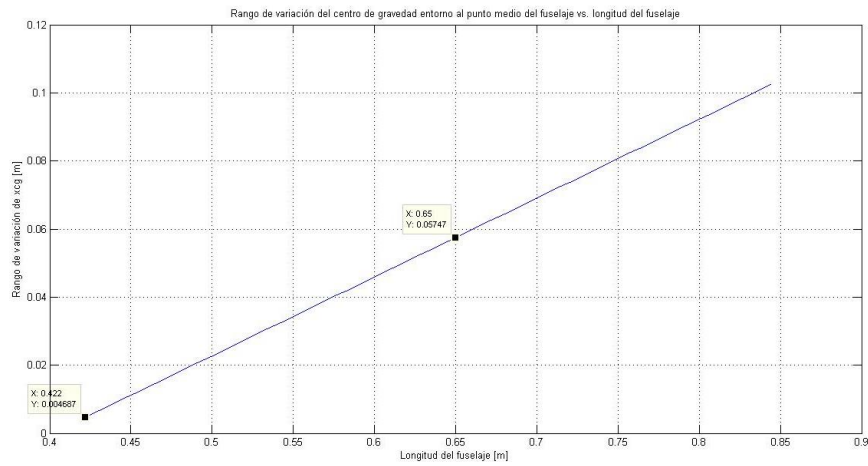


Figura 31 - Rango de variación del centro de gravedad vs. longitud del fuselaje

El comportamiento lineal de la dependencia entre ambos no es relevante, pero sí resulta interesante establecer una comparación entre dos valores cualquiera de longitud del fuselaje y sus respectivos rangos de posición del  $x_{cg}$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} l_f = l_{f_0} = 0.422 \text{ m} \rightarrow \Delta x_{cg} = 0.00468 \text{ m} \rightarrow \frac{\Delta x_{cg}}{l_f} \approx 1.1\% \\ l_f = 1.54 l_{f_0} = 0.650 \text{ m} \rightarrow \Delta x_{cg} = 0.05746 \text{ m} \rightarrow \frac{\Delta x_{cg}}{l_f} \approx 8.84\% \end{array} \right.$$

Es fácilmente comprobable que una variación determinada de la longitud del fuselaje provoca una variación proporcionalmente mayor en el rango de posiciones que el centro de gravedad puede adoptar gracias al mecanismo de masas móviles.

Una vez contemplada la influencia de la longitud del fuselaje sobre el rango de posiciones longitudinales que el centro de gravedad puede alcanzar, es necesario determinar la disposición del resto de componentes o bloques másicos que conforman el UAV con tal



de que este rango comprenda el valor en que se anula el momento aerodinámico de cabeceo en la situación más crítica para su generación, es decir,

$$x_{cg}(\alpha_{wb} = 0, (C_{mA})_{SMM} = 0) = 0.1887 \text{ m}$$

dependiendo este valor de la posición con respecto al punto más avanzado del fuselaje del centro aerodinámico de la cola horizontal y del centro de gravedad de la siguiente forma,

$$(C_{mA})_{SMM}(\alpha_{wb} = 0) = C_{m0} = C_{macwb} - a_t \eta_t \frac{S_t}{S} (\hat{x}_{act} - \hat{x}_{cg})(i_t - i_{wb} - \varepsilon_0) \quad (6.8)$$

Por tanto, sin necesidad de modificar parámetros que afecten al comportamiento aerodinámico de la cola horizontal (como puede ser su superficie), es posible expresar una relación entre  $\hat{x}_{act}$  y  $\hat{x}_{cg}$  en la circunstancia en que  $(C_{mA})_{SMM}(\alpha_{wb} = 0) = C_{m0} = 0$ ,

$$x_{act}(C_{m0} = 0) = \frac{C_{macwb}}{a_t \eta_t \frac{S_t}{S} (i_t - i_{wb} - \varepsilon_0)} + x_{cg} \quad (6.9)$$

Por otra parte, atendiendo a las especificaciones originales del diseño del UAV Phoenix se tiene que:

$$x_{cg_{cola}} = x_{act} - 0.1577 \text{ m} \quad x_{cg}(UAV \text{ sin baterías ni cola}) = 0.2200 \text{ m}$$

$$m_{cola} = 0.236 \text{ kg} \quad m(UAV \text{ sin baterías ni cola}) = 6.059 \text{ kg}$$

Buscando que  $(C_{mA})_{SMM}(\alpha_{wb} = 0) = C_{m0} = 0$  en la situación de equilibrio del mecanismo longitudinal de masas móviles, es decir, aquella en que ambos bloques de baterías equidistan del actuador lineal paso a paso colocado en el centro del fuselaje (es decir, todo su peso se aplica en el centro del fuselaje), se plantea la siguiente ecuación a resolver relacionando la longitud del fuselaje escogida y la posición del centro de gravedad:

$$l_{eq} = \frac{l_f - 2 \cdot t_f}{4} = \frac{l_f - 0.004}{4} \text{ m}$$

$$x_{cg_{eq}}(C_{m0} = 0) = \frac{2 \cdot \frac{l_f}{2} \cdot 1.1 \cdot m_{batpack} + \frac{l_f}{2} \cdot m_{stepper} + x_{cg_{cola}} \cdot m_{cola} + x_{cg_{UAV}} \cdot m_{UAV}}{2 \cdot 1.1 \cdot m_{batpack} + m_{stepper} + m_{cola} + m_{UAV}} \quad (6.10)$$

Teniendo en cuenta que los valores  $m_{UAV}$  y  $x_{cg_{UAV}}$  corresponden a los especificados para el UAV sin baterías ni cola, así como la relación geométrica entre el centro de gravedad de la cola y el centro aerodinámico de la cola horizontal especificada previamente, las soluciones posibles de la ecuación se representan en el siguiente gráfico:

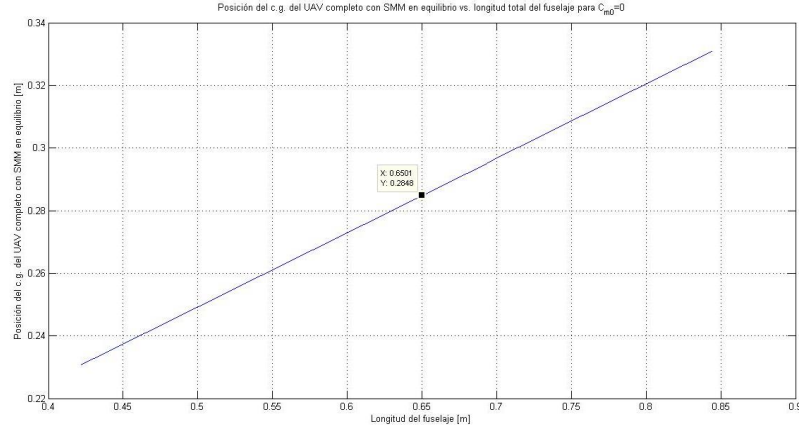


Figura 32 - Posición del centro de gravedad del UAV completo con SMM en equilibrio vs. longitud del fuselaje para  $C_{m0}=0$

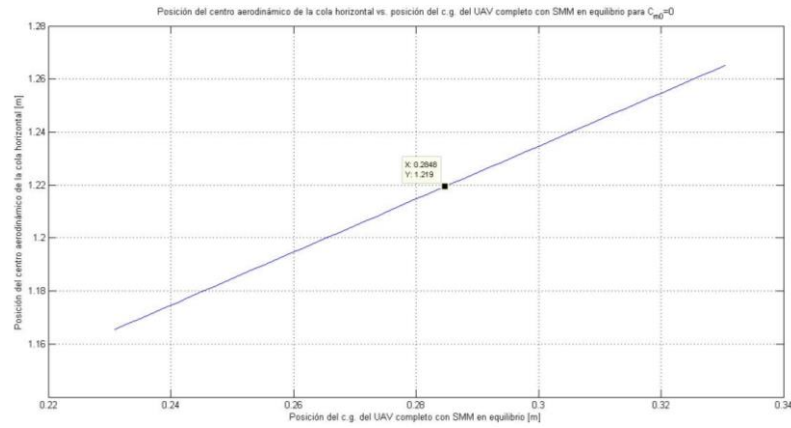


Figura 33 - Posición del centro aerodinámico de la cola horizontal vs. posición del centro de gravedad del UAV completo con SMM en equilibrio para  $C_{m0}=0$

Como se puede ver en ambas figuras, la elección de una longitud de fuselaje de aproximadamente 1.5 veces la original, sin variar las posiciones del resto de bloques o componentes del UAV salvo la de la cola, implica los siguientes resultados:

$$l_f = 0.65 \text{ m} \begin{cases} x_{cg_{eq}}(C_{m0} = 0) = 0.2848 \text{ m} \\ x_{act} = 1.2190 \text{ m} \\ x_{cg_{cola}} = x_{act} - 0.1577 = 1.0613 \text{ m} \end{cases}$$

donde la variación de  $x_{act}$  produce una variación el valor de la posición del punto neutro con mandos fijos tal y como se ha definido en apartados anteriores,

$$(N_0)_{SMM} = 0.8697 \rightarrow (x_{N_0})_{SMM} = 0.2174 \text{ m}$$

Hasta este punto, el proceso de diseño del fuselaje modificado garantiza la posibilidad de generar momento de cabeceo aerodinámico positivo y negativo mediante el mecanismo de masas móviles en la situación definida como crítica ( $\alpha_{wb} = 0$ ). Ahora es necesario asegurar la posibilidad de pasar de la zona de estabilidad estática longitudinal a la de inestabilidad mediante el movimiento longitudinal de las baterías. Para los parámetros escogidos, utilizando las expresiones definidas anteriormente, se tiene que:

$$l_f = 0.65 \text{ m} \left\{ \begin{array}{l} x_{cg\text{stepper}} = 0.325 \text{ m} \\ x_{cg\text{máx batpack anterior}} = 0.2126 \text{ m} \\ x_{cg\text{mín batpack anterior}} = 0.0885 \text{ m} \\ x_{cg\text{máx batpack posterior}} = 0.5615 \text{ m} \\ x_{cg\text{mín batpack posterior}} = 0.4623 \text{ m} \\ (x_{cg\text{máx UAV}})_{SMM} = \mathbf{0.3148 \text{ m}} \\ (x_{cg\text{mín UAV}})_{SMM} = \mathbf{0.2633 \text{ m}} \end{array} \right.$$

Al no conseguir garantizar la posibilidad de actuar en zona de estabilidad e inestabilidad estática longitudinal, es necesario modificar el valor de  $x_{acwb}$  con tal de retrasar aún más la posición del punto neutro con mandos fijos a una comprendida entre  $(x_{cg\text{máx UAV}})_{SMM}$  y  $(x_{cg\text{mín UAV}})_{SMM}$ , hecho que no tiene efecto sobre la generación de momento de cabeceo en la situación crítica  $\alpha_{wb} = 0$ . Con tal propósito se elabora el siguiente gráfico:

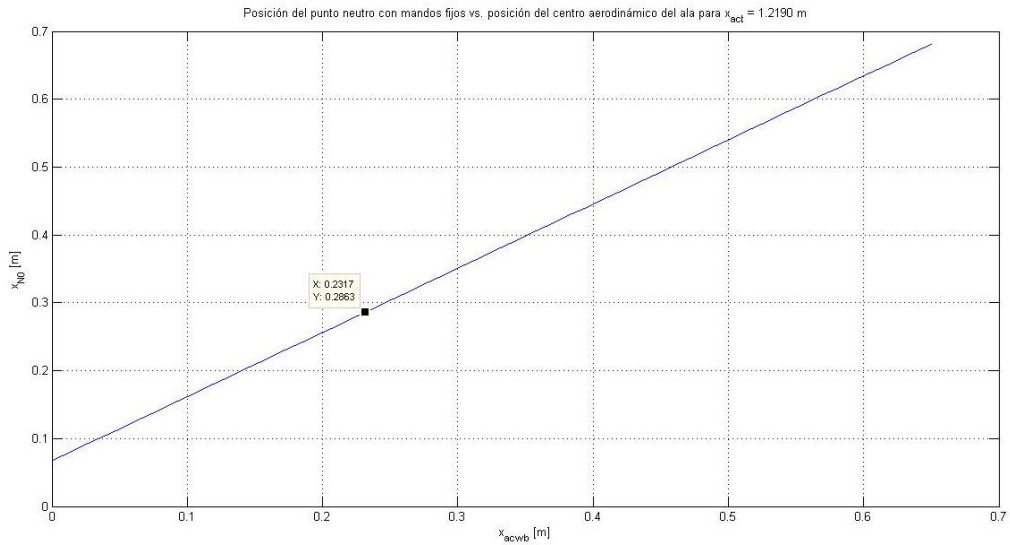


Figura 34 - Posición del punto neutro con mandos fijos vs. posición del centro aerodinámico del ala para  $x_{act}=1.2190$

Así pues, para fijar el punto neutro en el centro del rango de posiciones que el mecanismo longitudinal de masas móviles proporciona con los valores modificados de longitud del fuselaje y  $x_{act}$  se debe conseguir:

$$(N_0)_{SMM} = 1.1425 \rightarrow (x_{N_0})_{SMM} = 0.2863 \text{ m}$$

$$x_{acwb} = 0.2317 \text{ m} \rightarrow x_{cg_{ala}} = x_{acwb} + 0.0540 \text{ m} = 0.2857 \text{ m}$$

donde la relación geométrica entre  $x_{cg_{ala}}$  y  $x_{acwb}$  ha sido obtenida a partir del modelo 3D elaborado en este estudio para la versión modificada del ala.

Por tanto será necesario reubicar el resto de componentes dentro del fuselaje para conseguir compensar el cambio en el centro de gravedad que producirá este último cambio estructural propuesto.

En vista de los resultados obtenidos, es posible plantearse por qué no aumentar la distancia del fuselaje en más de 1.5 veces la del modelo original con tal de obtener un mayor rango de posiciones longitudinales del centro de gravedad. Resulta difícil establecer el límite entre lo que constituye una modificación sobre un diseño existente y lo que implica una redefinición del concepto de UAV. Así pues, se ha decidido fijar  $l_f = 1.5 \cdot l_{f0}$  en este estudio puesto que la masa máxima establecida en el proceso de diseño del UAV original para la aeronave completa es de 15 kg y es necesario trabajar con un cierto factor de seguridad teniendo en cuenta la futura adición de componentes y de modificaciones sobre el diseño.

Por otra parte, resulta presumible que un alargamiento del fuselaje supone un retraso de su centro de gravedad con respecto a su punto más avanzado y, por tanto, una mayor complicación a la hora de realizar el centrado óptimo del UAV completo, en este caso concreto. En conclusión, sólo hasta el momento de la obtención de los resultados finales tras la propuesta de modificaciones estructurales y de aviónica pertinentes podrá determinarse si la longitud del fuselaje seleccionada en este apartado es óptima, se puede incrementar o bien resulta ser demasiado grande.

En el caso de proponer las modificaciones estructurales y de aviónica en primer lugar y calcular los rangos de posiciones posteriormente, los resultados no se ajustarían a los del centrado óptimo. Por tanto, el orden escogido se considera el óptimo para el estudio de las modificaciones sobre un diseño ya existente de UAV, aunque éste requiere de una serie de hipótesis y presunciones que pueden dar lugar a resultados que difieran de lo esperado.

## 2.7 Descripción del SMM lateral

### 2.7.1 Propuesta de bloque motriz. Elección del actuador lateral

Dada la precisión de movimiento requerida así como las reducidas dimensiones del ala, atendiendo al mismo tiempo a la explicación realizada en el apartado 2.6.1 para el caso longitudinal, en este estudio se considerará el uso de un actuador lineal paso a paso o *stepper* alimentado eléctricamente.

Del mismo modo que para el caso longitudinal, se utilizarán como modelo los distintos tipos de *steppers* lineales de la casa americana *Anaheim Automation*, aunque en este caso solo los de tipo PM (*Permanent Magnet*) no interno, ya que entre estos se encuentra la combinación óptima de baja complejidad de diseño y tamaño reducido. Al no ser limitante el número de baterías que se coloquen en serie, en primer lugar se escogerá el actuador capaz de efectuar la máxima fuerza lineal respetando el mismo criterio de diámetro máximo que el establecido para las baterías Li-ion cilíndricas visto en el subapartado 2.5.2,

$$\phi_{stepper} \leq \frac{e_{m\acute{a}x}}{1.25} \rightarrow \phi_{stepper} \leq \frac{0.037}{1.25} = 0.0296 \text{ m}$$

El actuador lineal PM interno que cumple estas especificaciones resulta ser:

<b>Anaheim Automation TSMNA26-005-13-034-LW6</b>	
<b>Fuerza lineal máxima [N]</b>	34.2
<b>Intensidad de corriente nominal por fase [A]</b>	0.24
<b>Tensión nominal por fase [V]</b>	5
<b>Longitud del motor [m]</b>	0.0364
<b>Diámetro del motor [m]</b>	0.0262
<b>Peso del motor [kg]</b>	0.0340
<b>Longitud del huso roscado [m]</b>	Personalizable
<b>Diámetro del huso roscado [m]</b>	0.003429

Tabla 12 - Especificaciones del actuador lineal lateral

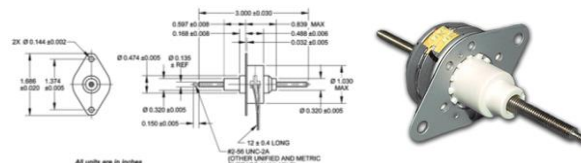


Figura 35 - Anaheim Automation TSMNA26-005-13-034-LW6

## 2.7.2 Descripción del mecanismo lateral y propuesta de modelo dinámico

Para el caso del mecanismo lateral de movimiento de masas se considerará el mismo modelo matemático definido en el subapartado 2.6.2 para el caso longitudinal, modificando los parámetros que sean necesarios para ajustarlos a las características de este sistema. Se supone pues que el mecanismo constará de dos bloques de un número indeterminado de baterías (se buscará el máximo posible para el actuador lineal seleccionado), situados a uno y otro lado del actuador lineal y en el interior de sendos soportes móviles, a su vez contenidos en soportes estáticos cilíndricos (dotados de rodamientos y sostenidos por las distintas costillas), cuyo diseño se obvia por el momento y se tratará en apartados posteriores.

Así pues, se tienen las siguientes fuerzas:

- Resistencia de rodadura:  $F_{rodadura} = \mu_r mg \cos \phi_{m\acute{a}x}$ , donde  $\mu_r$  es el coeficiente de fricción de rodadura (se tomará como valor típico  $\mu_r = 0.005$ ),  $\phi_{m\acute{a}x} = 90^\circ = \frac{\pi}{2} rad$  es el ángulo de balance máximo del UAV, puesto que se quiere considerar una situación crítica en que la fuerza lineal deba ser máxima (caso en el que todo el peso de las baterías esté dirigido en la dirección del movimiento y en sentido opuesto) y  $m$  es la masa total de las baterías y su soporte (se modelizará, de forma preliminar como  $m = 1.1 \cdot 2 \cdot m_{batpack}$ ).
- Peso de los bloques de baterías:  $F_{peso} = mg \sin \phi_{m\acute{a}x}$  (se trata del componente del peso en la dirección del movimiento coincide, con  $\phi_{m\acute{a}x} = 90^\circ = \frac{\pi}{2} rad$ ).
- Resistencia aerodinámica:  $F_{aerodinámica} = \frac{1}{2} \rho A C_D V_a^2$ , donde  $A$  es la suma de las áreas frontales de ambos bloques de baterías (para las baterías y la configuración seleccionadas, resulta  $A = 2 \cdot \pi \frac{\phi_{bat}^2}{4} = \pi \cdot \frac{0.0264^2}{2} = 1.0948 \cdot 10^{-3} m^2$ ),  $C_D$  es el coeficiente de resistencia aerodinámica (para el cual se tomará nuevamente  $C_D = 0.5$ ),  $\rho$  es la densidad del aire en condiciones de crucero (puesto que el UAV Phoenix no está dotado de sistema de presurización,  $\rho = 1.1116 kg/m^3$ ) y  $V_a$  la velocidad de avance del mecanismo.

Planteando la ecuación dinámica del movimiento del mecanismo bajo las simplificaciones propuestasse llega a:

$$F_{lineal} = \mu_r mg \cos \phi_{m\acute{a}x} + mg \sin \phi_{m\acute{a}x} + \frac{1}{2} \rho A C_D V_a^2 + m a_a \quad (7.1)$$

donde  $ma_a$  es el término correspondiente a la aceleración lineal. Esta ecuación se puede reescribir como:

$$F_{lineal} = \mu_r mg \cos \phi_{m\acute{a}x} + mg \sin \phi_{m\acute{a}x} + \frac{1}{2} \rho A C_D V_a^2 + m \frac{dV_a}{dt} \quad (7.2)$$

Por tanto, es posible aislar la variable diferencial de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} \frac{dV_a}{dt} &= \frac{F_{lineal}}{m} - \mu_r g \cos \phi_{m\acute{a}x} - g \sin \phi_{m\acute{a}x} - \frac{\frac{1}{2} \rho A C_D V_a^2}{m} \\ \frac{dV_a}{dt} &= \frac{F_{lineal}}{m} - 0.015 \cdot 9.81 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) - 9.81 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2}\right) - \frac{\frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 1.0948 \cdot 10^{-3} \cdot 0.5 \cdot V_a^2}{m} \\ \frac{dV_a}{dt} &= \frac{1}{m} \cdot F_{lineal} - 0 - 9.81 - \frac{1}{m} \cdot 3.0424 \cdot 10^{-4} \cdot V_a^2 \end{aligned}$$

En este caso, como contrapunto al caso longitudinal, la inmediatez de la respuesta al mando del actuador lineal no es crucial. Así pues, el número de baterías Li-ion cilíndricas por bloque móvil obedecerá al siguiente requisito másico:

$$m_{batpack} \leq 0.5 \text{ kg}$$

Para el cual el número de baterías del modelo seleccionado resulta ser de 5 por bloque, 10 en total. Aplicando este criterio, la expresión final para el modelo dinámico es,

$$\frac{dV_a}{dt} = 0.9671 \cdot F_{lineal} - 0 - 9.81 - 2.9424 \cdot 10^{-4} \cdot V_a^2$$

Esta última expresión permite la simulación mediante *Simulink* del modelo dinámico que se desarrollará en el siguiente subapartado.

### 2.7.3 Respuesta del actuador lateral

El fabricante del *stepper* PM bipolar proporciona la siguiente información:

$$F_{lineal_{m\acute{a}x}} = F_n = 34.2 \text{ N} \quad i_n = 0.24 \text{ A} \quad V_n = 5 \text{ V}$$

donde el sufijo  $n$  hace referencia a condiciones nominales por fase.

Al tratarse de un motor de tipología idéntica al tratado en el mecanismo longitudinal, la expresión para calcular su potencia mecánica (6.6) ya es conocida:

$$P_{mec_{m\acute{a}x}} = k_e \cdot k_d \cdot V_n \cdot i_n \cdot m = 0.9 \cdot 1 \cdot 5 \cdot 0.24 \cdot 1 = 1.08 \text{ W}$$

Como ya se ha comentado en el subapartado 2.6.3, la precisión de movimiento lineal que consigue un actuador paso a paso con cada pulso de la señal de control (es decir, con cada activación de una de las fases), en el caso de tener 2 fases en el estator y 2 polos en el rotor, coincide con la cuarta parte del paso del husillo roscado que se decida colocar. En este caso, al disponer de una gran envergadura alar por la cual distribuir el peso de las nuevas baterías cilíndricas y no tener la necesidad de pasar de forma casi instantánea de una situación de máximo balance positivo a negativo, el tiempo de respuesta y la precisión del mecanismo no serán parámetros tan restrictivos como en el caso longitudinal. Suponiendo por tanto, un paso de rosca  $p = 0.008 \frac{m}{rev}$ , es decir, una precisión de 2 mm, y aplicando el modelo dinámico propuesto, la respuesta del mecanismo es la siguiente:

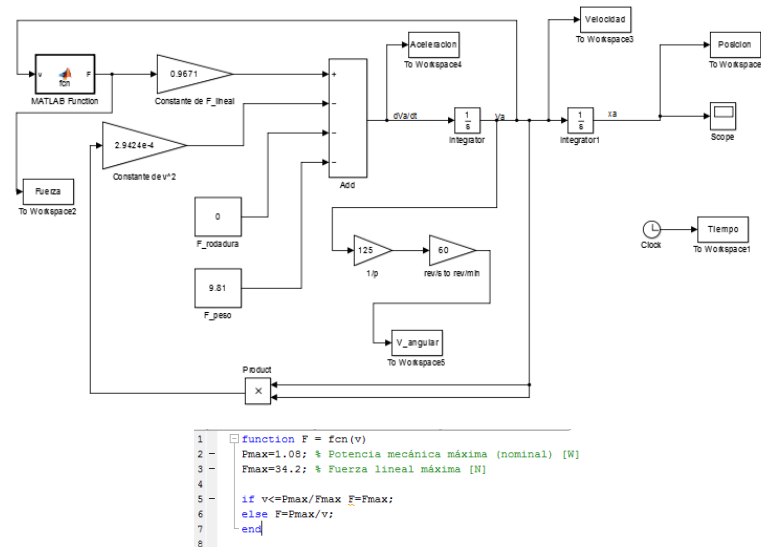


Figura 36 - Modelo dinámico del SMM lateral

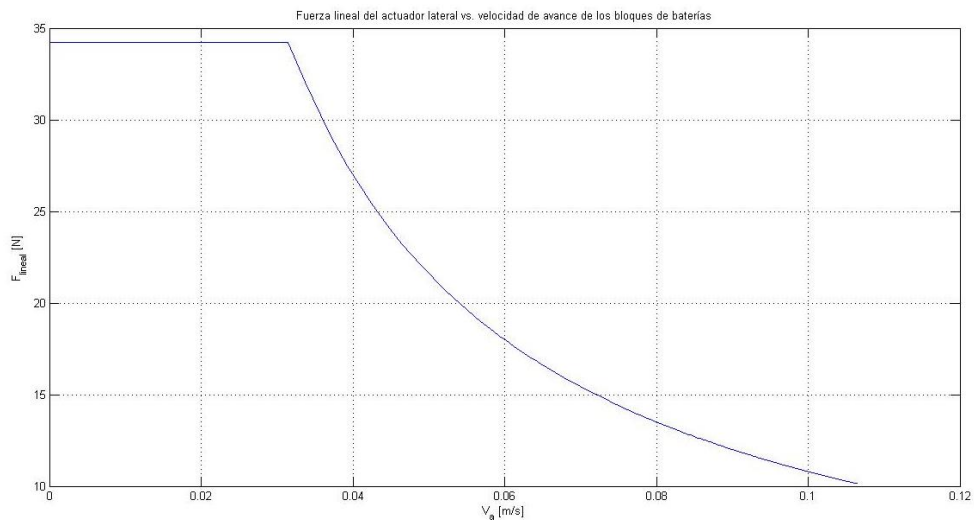
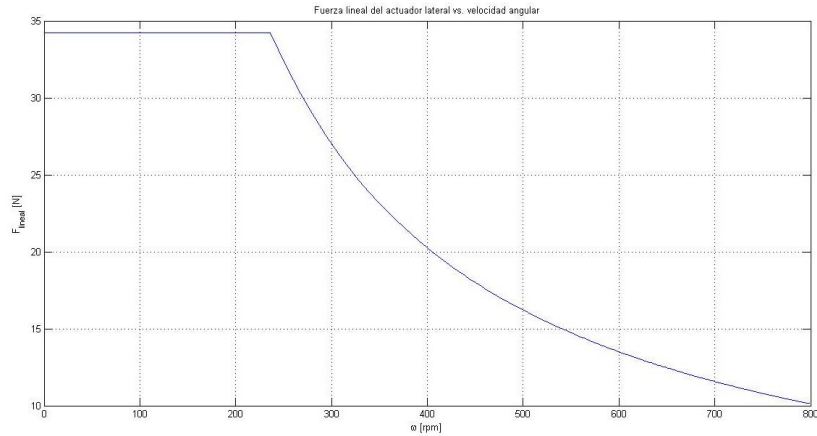
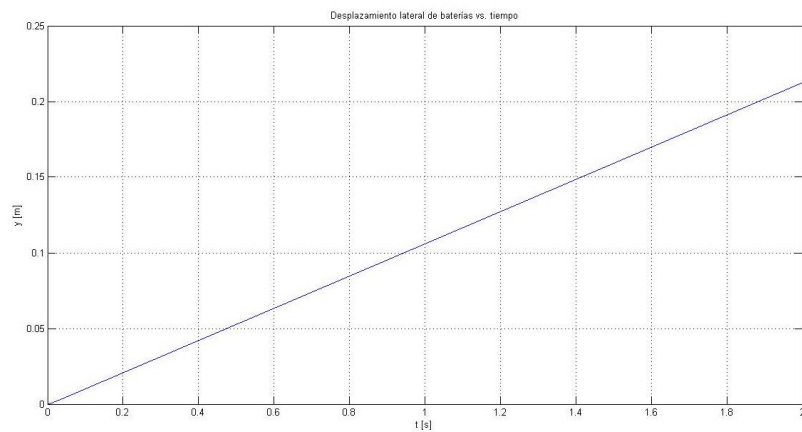


Figura 37 - Fuerza del actuador lineal lateral vs. velocidad de avance de los bloques de baterías





*Figura 38 - Fuerza lineal del actuador lateral vs. velocidad angular*



*Figura 39 - Desplazamiento lateral de baterías vs. tiempo*

Como se preveía, un actuador de las dimensiones requeridas no es capaz de dar una respuesta casi instantánea para los bloques de baterías móviles propuestos. Sin embargo impera la necesidad de producir una variación significativa del centro de gravedad en la dirección lateral con tal de dotar al UAV de potencia de control de balance. No se debe dejar de tener en cuenta que el modelo dinámico considera la situación más crítica y que en el caso lateral, como ya se ha comentado, el tiempo de respuesta necesario para el movimiento de los bloques de baterías no es crítico como en el caso longitudinal, en el que es necesario poder realizar transiciones prácticamente instantáneas entre el estado de estabilidad y el de inestabilidad estática longitudinal.

## 2.7.4 Rango de posiciones laterales del centro de gravedad alcanzables

Con tal de obtener el mayor rango de posiciones laterales del centro de gravedad del UAV moviendo de forma simétrica los bloques de baterías con respecto a la posición del

actuador lineal paso a paso, éste se colocará en el centro del ala, resultando el siguiente cálculo de las posiciones máximas y mínimas de los bloques de baterías izquierda y derecha que el mecanismo puede proporcionar (siempre respecto al plano de simetría másica del diseño original de UAV), asumiendo en todo momento la homogeneidad másica de dichos bloques móviles:

$$\text{Datos} \left\{ \begin{array}{l} l_{batpack} = \text{longitud de cada bloque de baterías} = 5 \cdot 0.0663 = 0.3315 \text{ m} \\ l_{stepper} = \text{longitud del actuador} = 0.0364 \\ t_s = \text{grosor del soporte} = 0.002 \text{ m} \\ t_w = \text{grosor del ala} = 0.00074 \text{ m} \end{array} \right.$$

$$y_{cg_{stepper}} = 0 \text{ m}$$

$$y_{cg_{m\acute{a}x \text{ batpack izq}}} = y_{cg_{stepper}} - \frac{l_{batpack} + l_{stepper}}{2} - t_s = 0 - \frac{0.3679}{2} - 0.002 = -0.18595 \text{ m}$$

$$y_{cg_{m\acute{i}n \text{ batpack izq}}} = -\frac{b}{2} + t_w + t_s + \frac{l_{batpack}}{2} = -1.6 + 0.00074 + 0.002 + \frac{0.3315}{2}$$

$$y_{cg_{m\acute{i}n \text{ batpack izq}}} = -1.4315 \text{ m}$$

$$y_{cg_{m\acute{a}x \text{ batpack der}}} = \frac{b}{2} - t_w - t_s - l_{batpack} = 1.6 - 0.00074 - 0.002 - \frac{0.3315}{2} = 1.4315 \text{ m}$$

$$y_{cg_{m\acute{i}n \text{ batpack der}}} = y_{cg_{stepper}} + \frac{l_{batpack} + l_{stepper}}{2} + t_s = 0 + \frac{0.3679}{2} + 0.002 = 0.18595 \text{ m}$$

$$(y_{cg_{m\acute{a}x \text{ UAV}}})_{SMM} = \frac{-0.18595 \cdot 1.1 \cdot (5 \cdot 0.094) + 1.4315 \cdot 1.1 \cdot (5 \cdot 0.094)}{(1.1 \cdot 10 \cdot 0.094) + 0.034 + 11.828} = \mathbf{0.0499 \text{ m}}$$

$$(y_{cg_{m\acute{i}n \text{ UAV}}})_{SMM} = -(y_{cg_{m\acute{a}x \text{ UAV}}})_{SMM} = \mathbf{-0.0499 \text{ m}}$$

Atendiendo a los resultados teóricos obtenidos en el subapartado 2.3.2, que concluyen que para generar momento de balance mediante el mecanismo lateral de masas móviles será necesario realizar una maniobra combinada con el mecanismo longitudinal que comienza con la obtención de un determinado ángulo de ataque, este rango de posiciones se considera suficiente y por tanto no será necesario modificar parámetros alares con implicaciones aerodinámicas con respecto al modelo original de UAV.

### 2.7.5 Comentario general sobre los rangos de posiciones preliminares

Aunque el presente comentario se encuentre en el apartado 2.7, se aplica igualmente al apartado 2.6:

En los cálculos de rangos de posiciones del centro de gravedad para ambos mecanismos se han realizado una serie de hipótesis relacionadas con los pesos de los distintos bloques. Por ejemplo, se ha modelizado la masa total del bloque de baterías junto con su soporte como 1.1 veces la masa del bloque de baterías. Al reservar la elección de materiales para el apartado de modificaciones estructurales, al mismo tiempo que se ha obviado el aumento de masa relativo al alargamiento del fuselaje, así como el relacionado a la adición de costillas en el ala original, los resultados obtenidos son orientativos y probablemente muy similares a los finales, pero no por ello definitivos. Este tipo de suposiciones están intrínsecamente ligadas al diseño de un nuevo sistema sin ningún tipo de precedente publicado, en el cual una decisión con respecto a la mejora de la actuación del UAV a nivel aerodinámico puede comportar problemas a nivel estructural o de centrado, y viceversa.

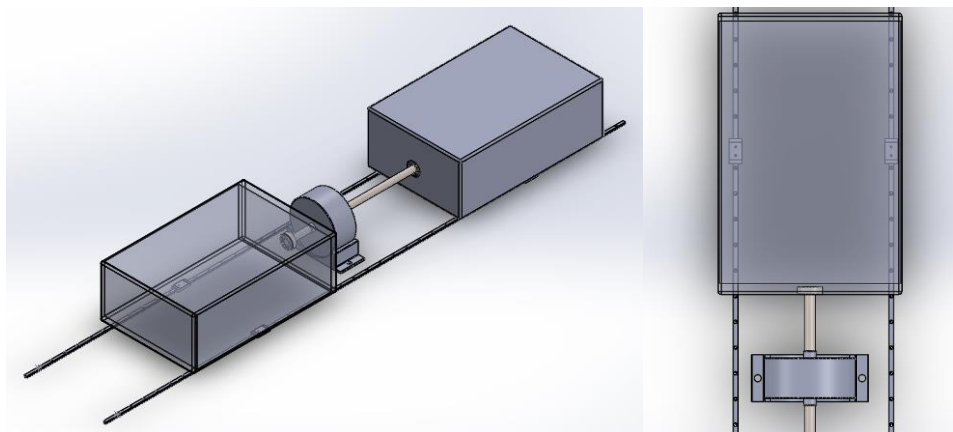
## 2.8 Modificaciones estructurales

En este apartado se proponen las modificaciones estructurales con respecto al diseño original que se consideran necesarias para la implementación del mecanismo de masas móviles. A través de su diseño en 3D, se realiza un análisis estructural estático de los nuevos componentes con tal de garantizar de forma preliminar su integridad estructural, considerando en primera instancia que los análisis dinámicos realizados durante el proceso de diseño original del UAV Phoenix son válidos para el modelo modificado. El diseño 3D también permite la determinación de las nuevas masas y centros de masas de cada uno de los bloques que conforman el UAV, siendo ésta la información más relevante en términos de la finalidad del estudio.

Es importante tener presente que todas las modificaciones llevadas a cabo pretenden no alterar el comportamiento aerodinámico con tal de evitar la necesidad de simular con CFD los nuevos componentes, puesto que ello se encuentra fuera del alcance de este estudio. Se pretende por tanto, ser fiel al diseño original modificando simplemente lo imprescindible, puesto que en caso de tener que modificar valores de envergadura, cuerda, perfil alar o área frontal del fuselaje se estaría tratando con un diseño sujeto a un nuevo estudio partiendo de un nivel elemental, no de modificaciones.

### 2.8.1 SMM longitudinal

Una vez tomadas las decisiones resaltadas en los apartados 2.5 y 2.6, es posible realizar un diseño 3D que permita visualizar la propuesta final del sistema de control longitudinal con masas móviles e identificar las modificaciones del diseño de UAV original que este mecanismo exige.



*Figura 40 - Diseño conceptual del SMM longitudinal*

Cabe destacar la presencia de rodamientos en la unión del husillo roscado con el bloque contenedor de las baterías, así como la modificación del soporte del actuador lineal paso a paso original, optando por un diseño que permita la absorción de vibraciones generadas mediante el uso de materiales aislantes (como *silentblocks*). A través del modelo 3D y asumiendo que los soportes de las baterías están hechos de poliéster insaturado *Menzolit SMC 0520* (material empleado en el diseño original para el fuselaje) y que el husillo y las guías están hechos de acero inoxidable (para el cual se tomarán los valores medios de la referencia [17]), se pueden obtener los siguientes valores para las masas de los componentes:

$$m_{sop}(total) = 2 \cdot m_{sop} = 2 \cdot 0.1611 = \mathbf{0.3222 \text{ kg}} \quad m_{huso} = \mathbf{0.0452 \text{ kg}}$$

$$m_{guías} = 2 \cdot m_{guía} = 2 \cdot 0.0305 = \mathbf{0.0610 \text{ kg}}$$

## 2.8.2 Fuselaje

- Diseño modificado:

Atendiendo al diseño original del fuselaje del UAV Phoenix, resulta evidente que para aprovechar toda la longitud del mismo en términos del movimiento de las baterías es necesario añadir algunas modificaciones. Además, se debe considerar la nueva longitud de fuselaje fijada en el subapartado 2.6.5, así como el retraso de la posición del ala con respecto al punto más avanzado. Por último, el hecho de trasladar las baterías al interior del fuselaje convierte este bloque del UAV más crítico a nivel estructural de lo que era originalmente, en favor del ala que para el diseño modificado se ve sometida a menos carga estática. Con tal propósito ha sido realizado el siguiente diseño:

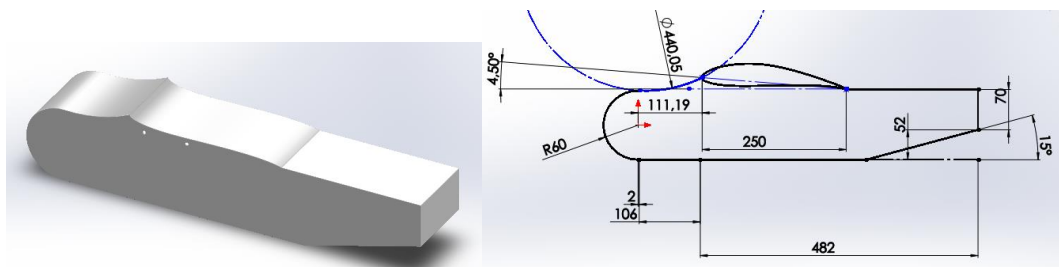


Figura 41 - Vista general y dimensiones del diseño modificado del fuselaje

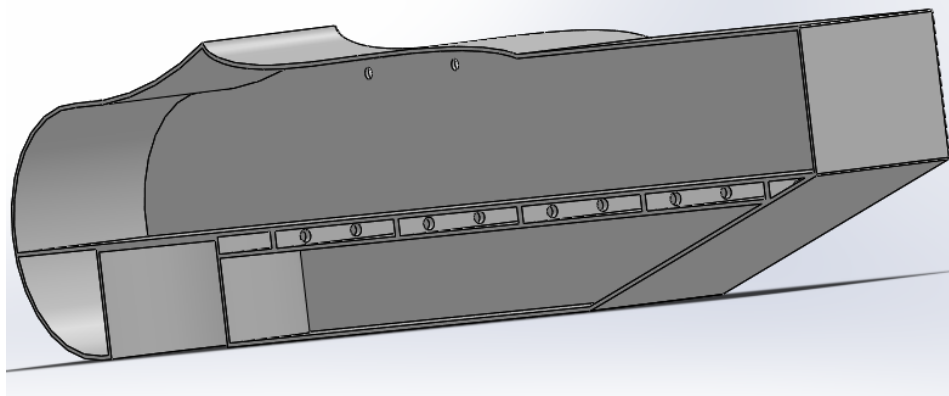


Figura 42 - Vista en sección del diseño modificado del fuselaje

Resulta inmediato notar la presencia de dos nuevas placas horizontales unidas a la estructura del fuselaje y por largueros entre ellas, cuyo propósito es sostener las guías sobre las cuales se encuentran los bloques de baterías móviles. Las dimensiones de las placas y los largueros, así como de los 3 orificios equidistantes practicados en los largueros con el fin de aligerar el peso de la estructura se muestran en la siguiente figura:

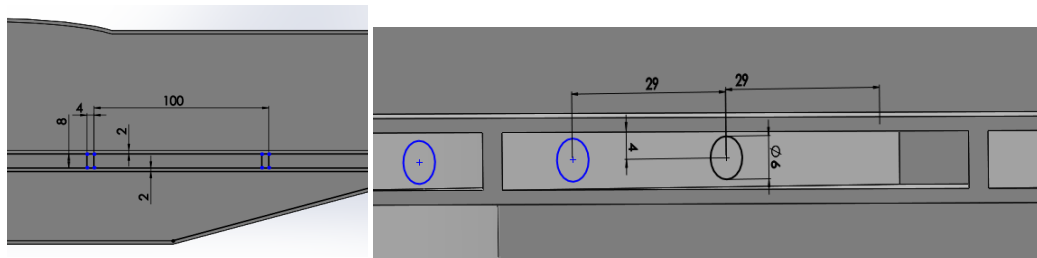


Figura 43 - Vista y dimensiones de las modificaciones en el interior del fuselaje

Durante el diseño del nuevo fuselaje se ha mantenido el grosor de la estructura principal, al mismo tiempo que se ha procurado utilizar valores similares para las modificaciones propuestas así como el mismo material, el poliéster insaturado comercial llamado *Menzolit SMC 0520*, cuyas propiedades se muestran en el proceso de análisis estático del fuselaje.

Con todo ello, los parámetros másicos relativos al centrado longitudinal del avión del fuselaje modificado son:

$$x_{cg_{fus}} = 0.32243 \text{ m} \quad m_{fus} = 0.757 \text{ kg}$$

- Análisis estructural estático:

Para el análisis estructural estático es necesario definir unas condiciones de contorno del ensayo, al mismo tiempo que las propiedades del material y los esfuerzos externos que actúan sobre la pieza. Finalmente se procede al mallado de la misma y al análisis de los

resultados. Este procedimiento se ha llevado a cabo con la herramienta *Simulation* del programa de diseño gráfico 3D *Solidworks*.

- Condiciones de contorno: se considera que el fuselaje está sujeto de forma fija por los orificios que sirven de unión con el ala. De este modo se propicia la aparición de tensiones más altas puesto que la superficie de sujeción es mínima.



Figura 44 - Condiciones de contorno del ensayo estático 1 del fuselaje modificado

- Propiedades del material: como ya se ha comentado, se considera que todo el fuselaje está hecho de poliéster insaturado *Menzolit*, cuyas propiedades deben ser introducidas en el programa de elementos finitos y se muestran a continuación:

Nombre:	Menzolit UP
Criterio de fallos predeterminado:	Tensión de von Mises máx.
Descripción:	Unsaturated polyester
Origen:	
Sostenibilidad:	No definido <span>Seleccionar...</span>

Propiedad	Valor	Unid.
Módulo elástico	3400000000	N/m²
Coefficiente de Poisson	0.3	N/D
Módulo cortante	1300000000	N/m²
Densidad de masa	810	kg/m³
Límite de tracción	13000000	N/m²
Límite de compresión		N/m²
Límite elástico	13000000	N/m²
Coefficiente de expansión térmica		/K
Conductividad térmica		W/(m·K)
Calor específico		J/(kg·K)

Figura 45 - Propiedades del material seleccionado para el fuselaje modificado

- Esfuerzos externos: una vez calculados los pesos finales del SMM longitudinal en el subapartado 2.8.1, atendiendo a las características propuestas en apartados anteriores para el mecanismo longitudinal de masas móviles y puesto que resulta improductivo realizar un análisis de todas las configuraciones másicas posibles, se decide aplicar el peso del mecanismo sobre el panel superior de la nueva estructura de forma repartida e unifrome. Los pesos del resto de componentes también se aplican de forma repartida sobre la superficie interna de la base del fuselaje.

$$F_{pesoSMMlong} = 9.81 \cdot (2 \cdot 2.5 + 0.3222 + 0.452 + 0.0610 + 0.1387) = 58.60 \text{ N}$$

$$F_{pesocomp} = 9.81 \cdot (2.077) = 20.38 \text{ N}$$

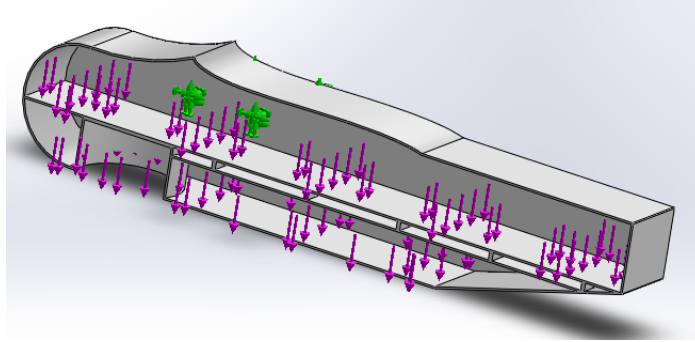


Figura 46 - Esfuerzos externos sobre el fuselaje modificado (caso estático 1)

- Mallado: se emplea una malla triangular general de 5 mm con control de mallado en el orificio de unión entre el ala y el fuselaje de 0.5 mm con tal de obtener mayor precisión en los resultados.

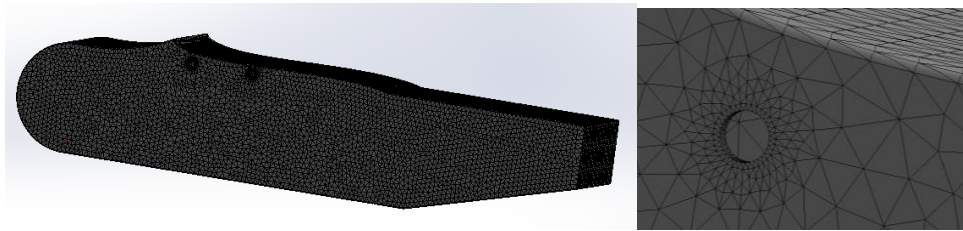


Figura 47 - Mallado del fuselaje modificado

- Análisis de resultados: los resultados obtenidos en la simulación se muestran en las siguientes figuras:

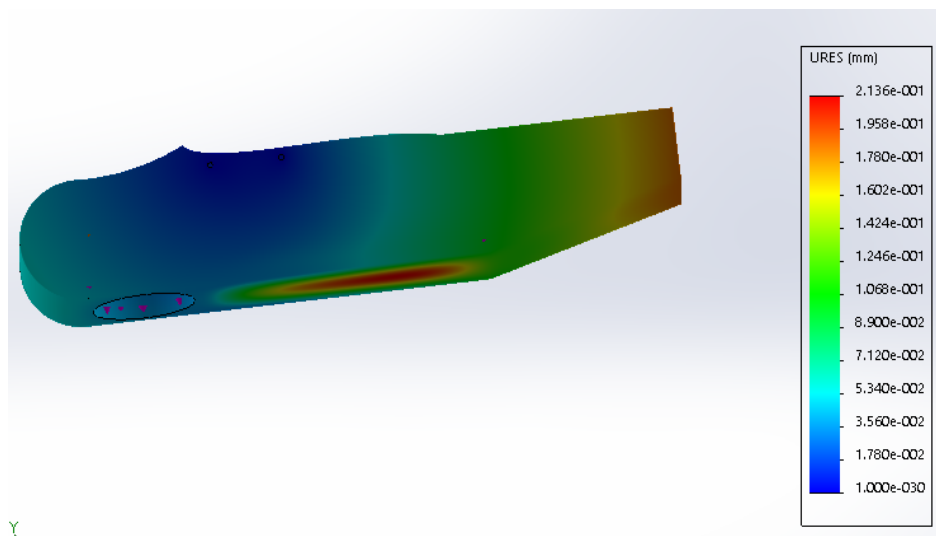


Figura 48 - Deformación del fuselaje modificado (caso estático 1)



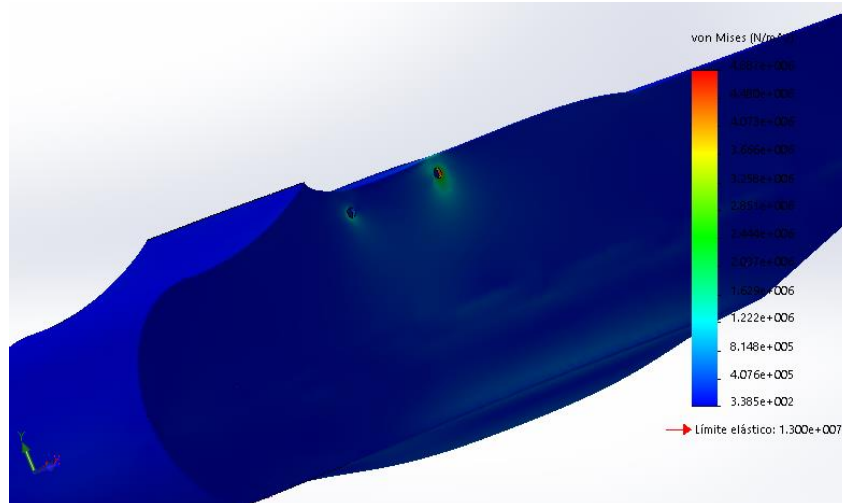


Figura 49 - Tensión de Von Mises en el fuselaje (caso estático 1)

En vista de los resultados, podemos concluir que bajo las condiciones de contorno establecidas la estructura modificada del fuselaje no se ve comprometida. Los valores máximos de deformación, tensión de Von Mises máxima y factor de seguridad mínimo (establecido para tensión de Von Mises con respecto al límite elástico) son:

$$d_{\text{máx}} = 0.213 \text{ mm} \quad \sigma_{\text{máx}}(\text{VM}) = 4.887 \text{ MPa} \quad FS_{\text{mín}} = 2.7$$

Vale la pena analizar también el comportamiento del fuselaje modificando la condición de contorno inicial. Así pues, considerando ahora que el fuselaje está sujeto de forma fija por la base,

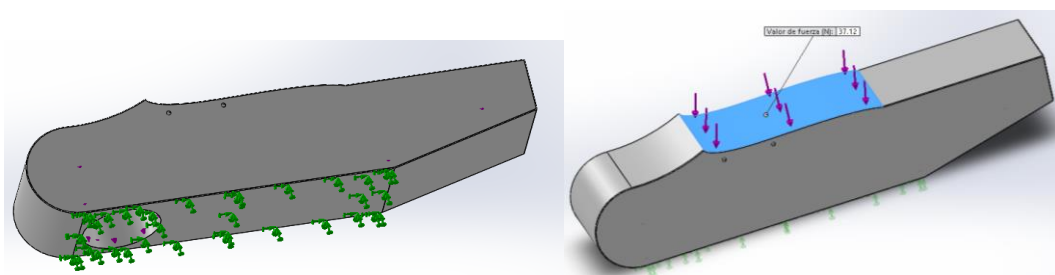


Figura 50 - Condiciones de contorno y cargas externas del ensayo estático 2 del fuselaje modificado

y añadiendo el peso del ala (teniendo en cuenta también el peso del mecanismo lateral de masas móviles propuesto en apartados anteriores) uniformemente repartido sobre la superficie curva adaptada donde se apoya,

$$F_{\text{peso ala}} = 9.81 \cdot (2.787 + 1.1 \cdot 10 \cdot 0.094) = 37.48 \text{ N}$$

se obtienen los siguientes resultados:

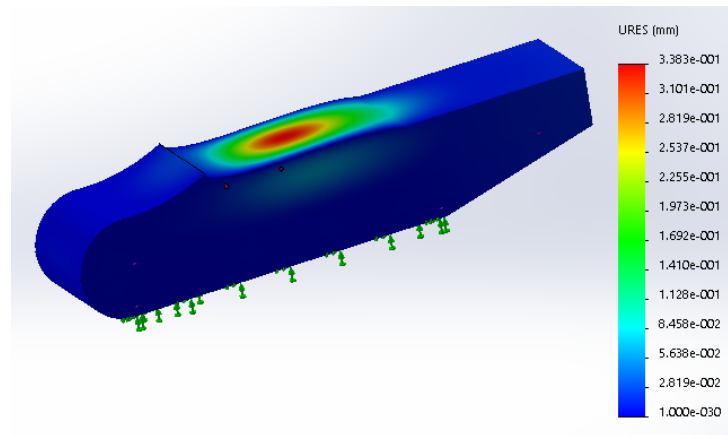


Figura 51 - Deformación del fuselaje modificado (caso estático 2)

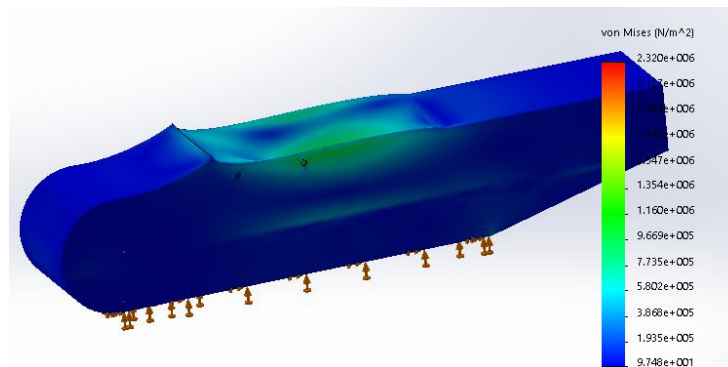


Figura 52 - Tensión de Von Mises del fuselaje modificado (caso estático 2)

Por tanto, analizando los resultados bajo esta segunda condición de contorno se puede ver que aparecen mayores deformaciones en la superficie en que se aplica el peso del ala que encierra el mecanismo lateral de movimiento de masas, al mismo tiempo que la tensión máxima de Von Mises disminuye y el factor de seguridad (calculado con el criterio ya definido) aumenta:

$$d_{m\acute{a}x} = 0.3383 \text{ mm} \quad \sigma_{m\acute{a}x}(VM) = 2.320 \text{ MPa} \quad FS_{m\acute{i}n} = 5.6$$

Cabe comentar que este último factor de seguridad se asemeja mucho al obtenido para el diseño original en estático durante su proceso de diseño para el ensamblaje completo, de un valor de 5.3.

### 2.8.3 SMM lateral

Una vez tomadas las decisiones resaltadas en los apartados 2.5 y 2.7, es posible realizar un diseño 3D que permita visualizar la propuesta final del sistema de control longitudinal

con masas móviles e identificar las modificaciones del diseño de UAV original que este mecanismo exige.

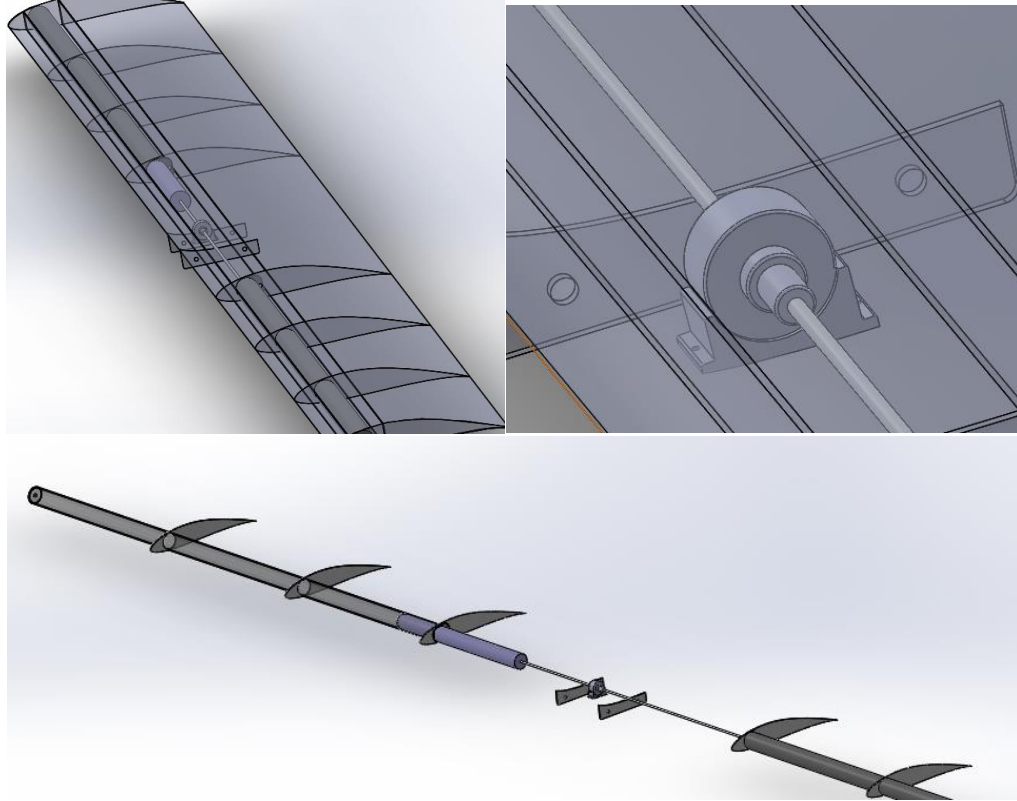


Figura 53 - Diseño conceptual del SMM lateral

Cabe destacar la modificación del soporte original del actuador lineal paso a paso, que ha sido adaptada a la forma del intradós en el interior del ala y que debe encargarse de la absorción de las vibraciones producidas dicho actuador. Asumiendo que los distintos soportes de los bloques de masas y móviles están hechos de poliéster insaturado *Menzolit SMC 0520* (material empleado en el diseño original del fuselaje del UAV Phoenix) y que el huso roscado está hecho de acero inoxidable (para sus propiedades se tomarán los valores medios de la referencia [17]), a través del diseño 3D se pueden obtener las siguientes masas finales:

$$m_{sop_{móvil}}(total) = 2 \cdot m_{sop_{móvil}} = 2 \cdot 0.04 = \mathbf{0.0800 \text{ kg}}$$

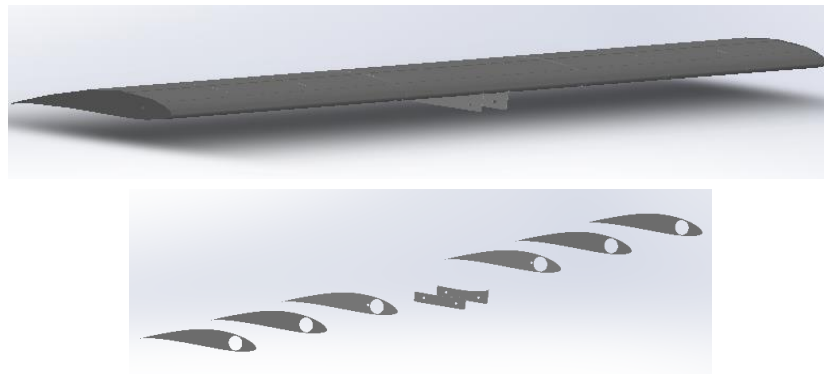
$$m_{sop_{fijo}}(total) = 2 \cdot m_{sop_{fijo}} = 2 \cdot 0.1773 = \mathbf{0.3546 \text{ kg}}$$

$$m_{huso} = \mathbf{0.0416 \text{ kg}}$$

## 2.8.4 Ala

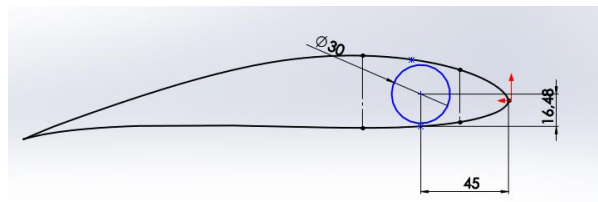
- Diseño modificado:

La integración del mecanismo lateral de masas móviles en el ala conlleva, inevitablemente, una serie de modificaciones sobre su estructura. Tal y como se ha concebido en este estudio el mecanismo en cuestión, es necesario dar algún tipo de soporte al tubo cilíndrico por el cual se desplazarán los dos bloques de baterías Li-ion a lo largo de cada una de las semialas. Dado que el modelo original no dispone de costillas, sino que únicamente consta de dos largueros a lo largo de toda la envergadura, en este estudio se propone como modificación al diseño del ala la adición de 3 costillas (por semiala) del mismo grosor que los largueros originales y equidistantes con respecto a los dos puntos de unión del ala y el fuselaje y los bordes laterales del ala, tal y como se muestra en la siguiente figura:



*Figura 54 - Diseño modificado del ala*

El orificio cilíndrico se adapta al diámetro del tubo que hace de soporte para el mecanismo (ver *Figura 53*), pudiéndose anclar a la estructura mediante pernos en las costillas más cercanas al fuselaje y los bordes del ala.



En la figura superior se puede apreciar como el orificio está comprendido en el espacio existente entre ambos largueros, adelantando al máximo la posición de las baterías con tal de contribuir al correcto centrado del UAV según lo establecido en apartados anteriores.

Con todo ello, los parámetros másicos relativos al centrado longitudinal del avión del ala modificada son:

$$x_{cg_{ala}}(b.a.) = 0.1107 \text{ m} \quad m_{ala} = 2.787 \text{ kg}$$

donde  $x_{cg_{ala}}(b.a.)$  es la posición longitudinal del centro de gravedad del ala con respecto a su borde de ataque.

- Análisis estructural estático:

En el análisis estructural estático se simulará únicamente el comportamiento de los componentes añadidos al diseño original (es decir, las costillas), puesto que al haber reducido la carga estática sobre el ala y haber dotado de costillas al modelo, se intuye que el comportamiento estático y en condiciones de vuelo del conjunto alar mejorará para factores de carga bajos (para muy altos no puesto que la compensación del momento flector que ejercía el peso de las baterías originales dentro del ala se ha visto disminuida).

Nuevamente, para el análisis estructural estático se definen unas condiciones de contorno del ensayo, al mismo tiempo que las propiedades del material y los esfuerzos externos que actúan sobre la pieza. Finalmente se procede al mallado de la misma y al análisis de los resultados. Este procedimiento se ha llevado a cabo con la herramienta *Simulation* del programa de diseño gráfico 3D *Solidworks*.

- Condiciones de contorno: se considera que la costilla está sujeta de forma fija al ala, puesto que se supone que se fabrica de forma conjunta, a través de sus superficies superior e inferior:

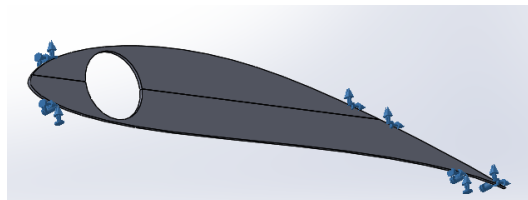


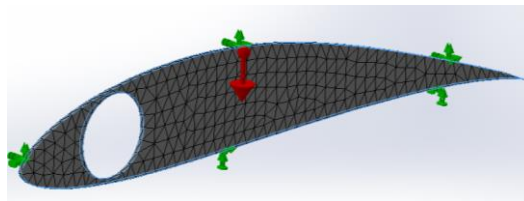
Figura 55 - Condiciones de contorno sobre las costillas (caso estático)

- Propiedades del material: dado el comportamiento no isotrópico del material compuesto de fibra de carbono y epoxi para el cual está diseñada el ala original, en este estudio se considera que, dado su baja densidad y buen comportamiento, las

costillas están hechas de poliéster insaturado *Menzolit SMC 0520*, cuyas propiedades ya han sido especificadas anteriormente (ver *Figura 45*).

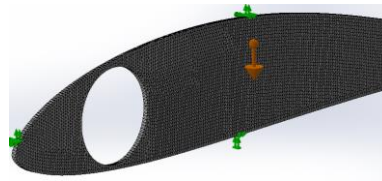
- Esfuerzos externos: con tal de poner a prueba la resistencia de la costilla, en esta simulación se cargará toda la fuerza correspondiente al peso de uno de los dos bloques de baterías del mecanismo lateral sobre la superficie inferior del orificio de la costilla. No obstante, al estar cargando una superficie cilíndrica, en lugar de aplicar una fuerza repartida se aplicará una masa repartida en la superficie definiendo el vector gravedad como paralelo a la cara de la costilla y hacia abajo:

$$F_{\text{peso}_{SMMlat}} = g \cdot (m_{\text{batpack}} + m_{\text{sop}_{móvil}})_{lat} = 9.81 \cdot (5 \cdot 0.094 + 0.08) = 5.39 \text{ N}$$



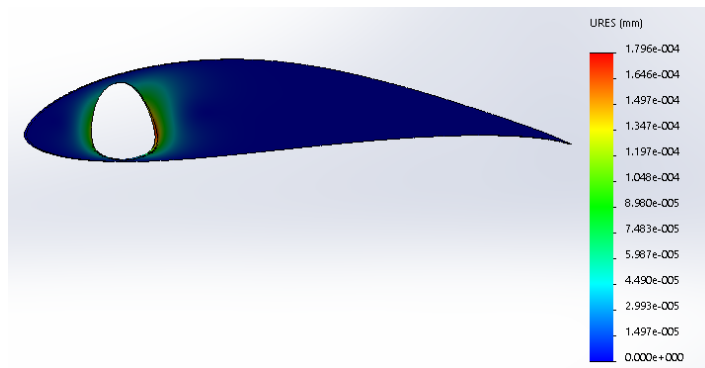
*Figura 56 - Esfuerzos externos sobre las costillas (caso estático)*

- Mallado: en este caso se emplea una malla triangular general de 1 mm con control de mallado en el orificio que sobre el que se apoya el soporte cilíndrico de 0.5 mm con tal de obtener mayor precisión en los resultados.



*Figura 57 - Mallado de las costillas*

- Análisis de resultados: los resultados obtenidos en la simulación se muestran en las siguientes figuras:



*Figura 58 - Deformaciones en las costillas (caso estático)*

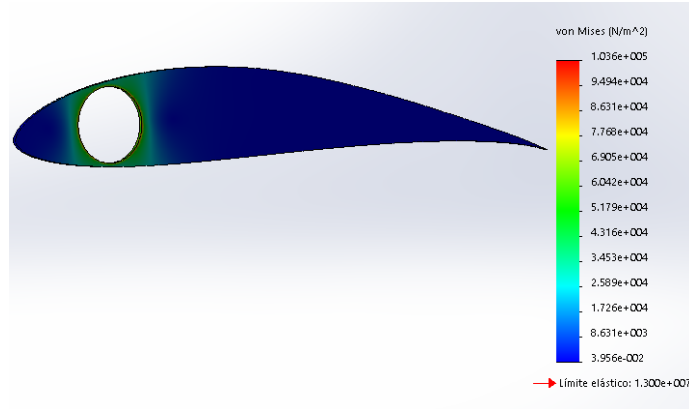


Figura 59 - Tensión de Von Mises en las costillas (caso estático)

En vista de los resultados, podemos concluir que bajo las condiciones de contorno establecidas la estructura de la costilla no se ve comprometida. Los valores máximos de tensión de deformación, tensión de Von Mises máxima y factor de seguridad mínimo (establecido para tensión de Von Mises con respecto al límite elástico) son:

$$d_{m\acute{a}x} = 0.00018 \text{ mm} \quad \sigma_{m\acute{a}x}(VM) = 0.104 \text{ MPa} \quad FS_{m\acute{i}n} = 130$$

Evidentemente, al tratarse de un análisis estático y debido a las propiedades del material y las condiciones de contorno establecidas el factor de seguridad es ridículamente elevado. No obstante y a modo de comentario, si se considera el caso de un mal lanzamiento (puesto que el UAV Phoenix está originalmente diseñado para ser lanzado mediante un mecanismo externo de presión), en el cual las aceleraciones que experimentaría el bloque según se especifica en la referencia de la bibliografía [2] con respecto a las costillas sería de,

$$a_z = 9.65 \frac{m}{s^2} \quad a_x = -59.1 \frac{m}{s^2}$$

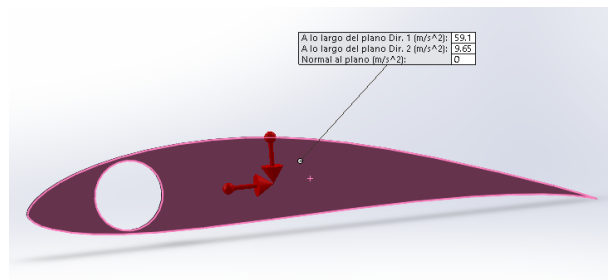


Figura 60 - Fuerzas inerciales sobre la costilla (caso de mal lanzamiento)

donde los ejes z y x apuntan hacia abajo y en la dirección de avance del UAV, respectivamente, sin considerar los efectos de la sustentación y el rozamiento sobre la costilla en cuestión, se tienen los siguientes resultados:

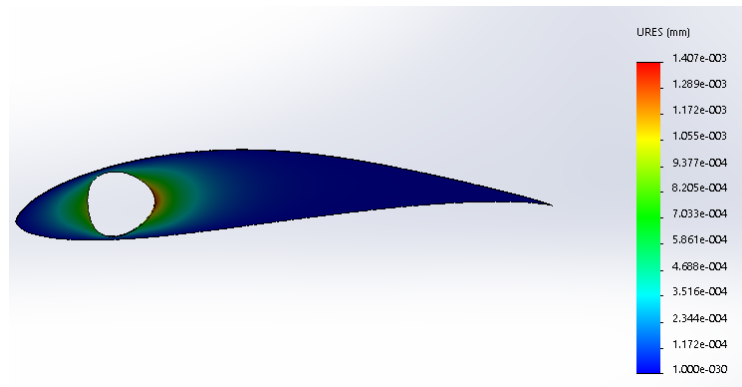


Figura 61 - Deformaciones sobre las costillas (caso de mal lanzamiento)

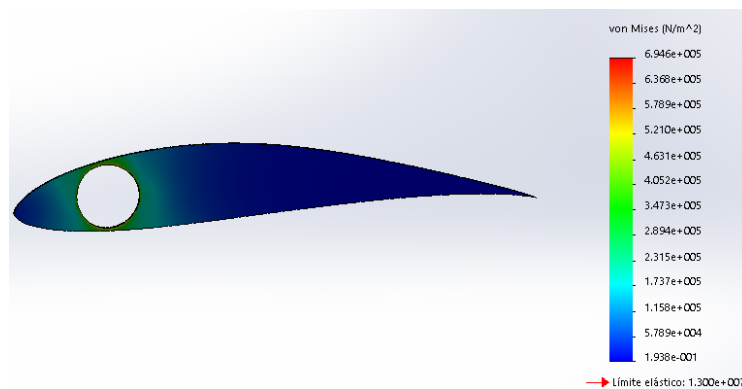


Figura 62 - Tensión de Von Mises sobre las costillas (caso de mal lanzamiento)

en este caso, y habiendo obviado los efectos que se han comentado, resultan los siguientes valores de interés:

$$d_{\text{máx}} = 0.0014 \text{ mm} \quad \sigma_{\text{máx}}(VM) = 0.695 \text{ MPa} \quad FS_{\text{mín}} = 18.7$$

Considerando que el soporte cilíndrico está fabricado con el mismo material que las costillas (*Menzolit SMC 0520*) y que la geometría sobre la que se aplican las fuerzas resulta ser más amplia en un caso realístico, los valores obtenidos con esta simulación resultan orientativos para el caso estático y para el supuesto de un mal lanzamiento sin considerar efectos de sustentación y resistencia.



### 2.8.5 Comentario general sobre el estudio estructural

El fin principal del modelaje 3D, a parte de ilustrar las ideas desarrolladas sobre las disposiciones de los componentes que conforman el mecanismo dentro del UAV, las modificaciones propuestas, etc. es la determinación de los centros de gravedad de los distintos bloques que conforman el diseño del UAV modificado, puesto que ello determinará finalmente la viabilidad de la propuesta para el caso concreto del UAV Phoenix. Los análisis realizados mediante elementos finitos pretenden justificar la elección del material a partir del caso estático, aunque evidentemente la nueva distribución de masas dentro del ala, como ya se ha comentado, necesitaría un estudio exhaustivo de los momentos de flexión en las uniones ala-fuselaje para valores de factor de carga elevados. Además, el comportamiento móvil de las masas provoca la variación constante de dicho momento flector, con lo que sería oportuno realizar ensayos de fatiga. En definitiva, al tratarse de un diseño preliminar y partir de un modelo ya diseñado, las limitaciones del análisis son evidentes. Sin embargo este estudio pretende determinar la viabilidad de este mecanismo en general, y en concreto para el UAV seleccionado. La aplicabilidad real del mismo conllevaría múltiples proyectos de una magnitud considerable.

## 2.9 Modificaciones en la aviónica

En el presente apartado se definen las modificaciones o adiciones de componentes a nivel de aviónica con respecto al diseño original necesarias para la implementación del mecanismo de masas móviles propuesto. Durante la descripción previa del mecanismo se ha tratado de forma detallada (dentro de las hipótesis especificadas) la actuación de los motores PM propuestos para el diseño modificado. Así pues, es necesario comentar qué nuevos dispositivos se encargarán del gobierno de éstos y qué exigencias conlleva este mecanismo a nivel de cableado y conexiones.

### 2.9.1 Dispositivos de control

La siguiente figura muestra, de forma conceptual, las relaciones entre los principales dispositivos necesarios para el control de los actuadores lineales y, por tanto, del UAV modificado. En los siguientes subapartados se ahonda un poco más en las implicaciones y funciones de cada uno.

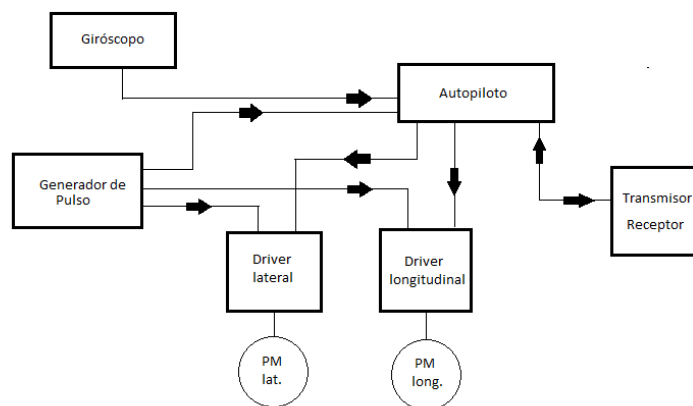


Figura 63 - Diagrama conceptual de los principales dispositivos de control

#### 2.9.1.1 Giróscopo

Como se ha visto en apartados anteriores, para conseguir un momento de balance similar al del diseño original del UAV Phoenix mediante el sistema de control con masas móviles, es preciso que los mecanismos longitudinal y lateral realicen una actuación combinada. También se ha comprobado, aceptando una serie de hipótesis razonables, que existen dos ángulos de ataque del conjunto ala-fuselaje (uno positivo y otro negativo) para los cuales

es posible desacoplar, o por lo menos minimizar el acoplamiento estático entre el momento de balance y el de guiñada.

En cuanto al momento de cabeceo, se ha comentado la necesidad de forzar la inestabilidad con tal de poder dotar de cierta potencia de control longitudinal al UAV modificado partiendo de una situación en que el ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje sea nulo,  $\alpha_{wb} = 0$ .

Por tanto, para el diseño propuesto en este estudio es necesario un dispositivo capaz de detectar pequeñas alteraciones en los ángulos de asiento, balance y guiñada del UAV. Con tal fin se propone la implementación de un giróscopo táctico y compacto, teniendo en cuenta las dimensiones del fuselaje del UAV modificado. En este estudio se propone como modelo el dispositivo que se muestra a continuación.



Figura 64 - Giróscopo SD <sup>[15]</sup>

<b>Systron Donner QRS116-0100-200</b>	
<b>Tensión de entrada [V]</b>	$\pm 5$ (DC)
<b>Corriente de entrada [A]</b>	$< 0.0200$
<b>Tensión de salida [V]</b>	$\pm 2.5$ (DC)
<b>Resolución [°/s]</b>	$< 0.0040$
<b>Peso [kg]</b>	$< 0.0600$
<b>Dimensiones (<math>\varnothing \times H</math>) [m]</b>	$0.0413 \times 0.0135$

Tabla 13 - Especificaciones giróscopo

Se trata de un giróscopo de precisión táctica pensado específicamente para el uso y guiado de naves o misiles no tripulados. Este tipo de giróscopo de dimensiones tan reducidas entra dentro del grupo de los *single-axis gyroscopes*, es decir, solo puede medir rotaciones entorno al plano de simetría del mismo, como muestra la siguiente figura:

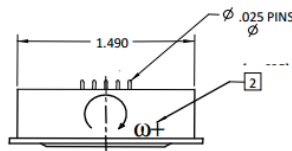


Figura 65 - Eje de control del giróscopo <sup>[15]</sup>

Así pues, para el diseño de UAV propuesto y atendiendo a las características de la generación de momento, es imprescindible disponer como mínimo de un giróscopo de características similares al planteado y dispuesto verticalmente con tal de captar variaciones en el ángulo de asiento del UAV.

### 2.9.1.2 Drivers

Para alimentar de forma coordinada y eficiente las distintas fases de los actuadores lineales PM paso a paso, encargados del movimiento de masas (en este caso baterías) a lo largo y ancho del UAV, es necesario disponer del *driver* adecuado. En el caso de este estudio, los dos motores propuestos son bipolares, con configuración de 4 cables (uno por cada bobina, es decir, 2 cables por fase), con las bobinas de cada fase dispuestas en serie. Con tal de garantizar la mayor fiabilidad posible, se escoge como modelo un *driver* fabricado por la misma compañía que produce los motores seleccionados en este estudio. Teniendo en cuenta que el espacio disponible tanto en el fuselaje como en el interior del ala es muy limitado, el *driver* de menores dimensiones capaz de gestionar el comportamiento de los motores PM paso a paso propuestos es el siguiente:

<b>Anaheim Automation MBC25081TB</b>	
<b>Tensión de entrada [V]</b>	3.5 - 24 (DC)
<b>Corriente de entrada [A]</b>	>0.0005
<b>Tensión de salida [V]</b>	± 2.5 (DC)
<b>Corriente de salida [A]</b>	0.5 - 2.5
<b>Entrada de señal de reloj [Hz]</b>	0 - 500000
<b>Peso [kg]</b>	0.0770
<b>Dimensiones (L x W x H) [m]</b>	0.0787 x 0.0574 x 0.0234

Tabla 14 - Especificaciones del driver

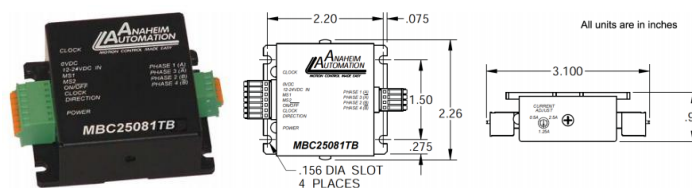


Figura 66 - Driver MBC25081TB [10]

La siguiente figura esquematiza las entradas y salidas del driver en forma de diagrama de bloques:

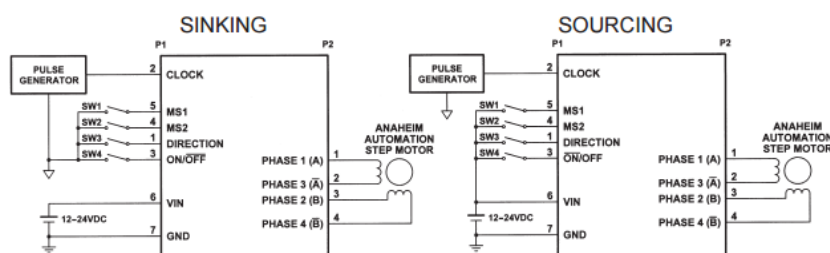


Figura 67 - Diagrama de bloques del driver <sup>[10]</sup>

Se pueden observar las 4 salidas (configuración de 4 cables para un stepper bipolar) dirigidas a cada una de las bobinas de las dos fases de que disponen los actuadores, con los valores de corriente especificados en la tabla, que en este estudio se supondrán adaptables a los valores nominales de los motores seleccionados.

En cuanto a las entradas, MS1 y MS2 determinan el modo de actuación del motor en términos de resolución. Así pues, las 4 combinaciones lógicas corresponden a:

MS1	MS2	Resolución
1	1	Step completo
0	1	1/2 step
1	0	1/4 step
0	0	1/8 step

Tabla 15 - Modos de actuación del driver

Por otra parte, DIRECTION determina el sentido de giro del motor PM, por tanto la dirección de avance de los bloques de baterías, CLOCK es la entrada de señal de reloj y ON/OFF mantiene en funcionamiento el actuador o lo detiene, según sea conveniente.

DIRECTION	1 → sentido de las agujas del reloj	0 → sentido contrario a las agujas del reloj
CLOCK	1 → 1 step	0 → modo de reducción de corriente
ON/OFF	1 → apagado	0 → encendido

Tabla 16 - Entradas del driver

### 2.9.1.3 Generadores de pulso

Como se ha podido comprobar, los *drivers* encargados de gobernar los actuadores lineales paso a paso requieren la entrada de una señal de reloj, es decir, un pulso de cierta frecuencia. La capacidad de modular dicha frecuencia afectará directamente sobre el comportamiento del *driver* y por tanto la velocidad de rotación de los motores. Siguiendo con el mismo criterio de compatibilidad establecido anteriormente, se propone como modelo el siguiente generador de pulso:

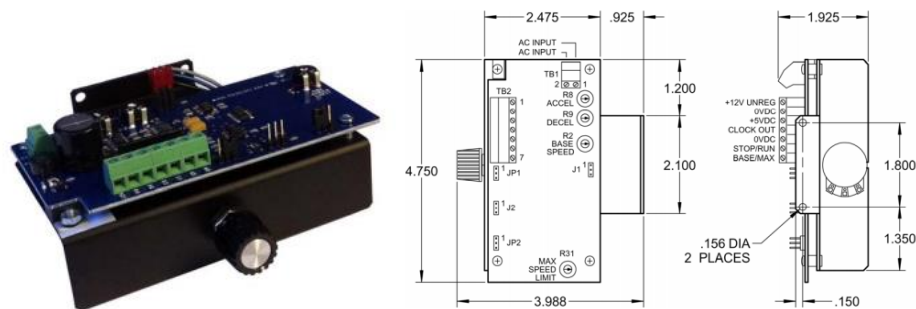


Figura 68 - Generador de pulso

<b>Anaheim Automation PG20</b>	
<b>Tensión de entrada [V]</b>	8 - 15 (DC)
<b>Salida de señal de reloj máxima [Hz]</b>	0 - 20000
<b>Peso [kg]</b>	0.1180
<b>Dimensiones (L x W x H) [m]</b>	0.1207 x 0.1013 x 0.0489

Tabla 17 - Especificaciones del generador de pulso

La frecuencia de la salida de reloj puede ser modulada. Un potenciómetro permite limitar el máximo de frecuencia de la señal de pulso con tal de no sobrepasar el límite de velocidad de rotación del motor a partir del cual éste se vuelve inestable. Por otra parte, este generador de pulso también permite regular los modos de aceleración y deceleración del mismo.

### 2.9.2 Consumo y autonomía

Teniendo en cuenta que para el diseño original del UAV Phoenix se calcula la autonomía suponiendo que todos los componentes eléctricos funcionan en condiciones nominales (salvo el motor propulsor, que trabaja en régimen de crucero), de forma simultánea y

están conectados en paralelo (con tal de minimizar el efecto de los fallos del sistema eléctrico) el cálculo de la nueva autonomía se realizará bajo las mismas condiciones. Así pues, se tiene en cuenta que el diseño del UAV modificado trabaja de forma constante en una situación de máximo gasto energético, con los actuadores paso a paso activos y en condiciones de máxima potencia, con sus respectivos *drivers*. Por tanto, la tabla que a continuación se muestra representa los consumos de corriente de cada uno de los componentes en condiciones de maniobra combinada longitudinal-lateral con condiciones iniciales de vuelo de crucero.

Componente	Régimen	Intensidad de corriente [A]
Bloque motor propulsor	Crucero	17.71
Cámara térmica	Nominal	0.35
Transmisor	Nominal	3.20
Receptor	Nominal	0.70
Giróscopo	Nominal	0.02
Drivers	Nominal	0.58 + 0.24
<b>Total</b>		<b>22.80</b>

Tabla 18 - Consumo eléctrico durante maniobra combinada

De la tabla presentada se puede observar que la intensidad de entrada de los *drivers* coincide con la intensidad nominal de fase calculada para los actuadores lineales paso a paso. Supuestamente, la corriente de entrada tiene que ser mayor de 0.5 mA, pero se ha decidido tomar los valores de consumo de los actuadores por falta de información sobre el funcionamiento interno del *driver* y a modo de factor de seguridad.

Teniendo en cuenta que el consumo de corriente del sistema del diseño original, bajo las mismas condiciones, es de 22.23 A, el aumento de consumo que representa la implementación del sistema de control de masas móviles resulta ser discreto. Esto se debe, en parte, a la eliminación de los servomotores alimentados eléctricamente y encargados de la actuación sobre las superficies de control.

Por otra parte, es necesario calcular la capacidad de los distintos bloques de baterías, dependiendo ésta de la conexión entre ellas. Para los bloques de baterías longitudinales, se supondrá una conexión en paralelo. Este tipo de conexión da como salida la suma de las capacidades de las baterías implicadas, así como el mismo valor de tensión nominal de una batería. Puesto que las baterías que forman parte del mecanismo de movimiento de masas longitudinal reúnen la práctica totalidad de la capacidad del total de baterías, resulta imprescindible que el efecto de dichas capacidades se sume. Suponiendo que los dos bloques móviles están conectados entre sí también en paralelo y a partir de los datos

proporcionados para las baterías seleccionadas en apartados anteriores (ver *Tabla 6*), resulta una capacidad de:

$$Capacidad_{long} = 2 \cdot (10 \cdot 4) = 80 \text{ Ah}$$

con,

$$ddp_{long} = 11.1 \text{ V}$$

Por otra parte, según la descripción del mecanismo lateral y los voltajes de las baterías Li-ion cilíndricas escogidas, con tal de aprovechar la geometría de las mismas y aumentar la diferencia de potencial que cada uno de los bloques pueda generar, éstas se conectarán en serie. Al conectar baterías iguales en serie las diferencias de potencial se suman mientras que la capacidad mantiene el valor de éstas. Así pues, atendiendo a las especificaciones del modelo de baterías propuesto y suponiendo que los dos bloques móviles se encuentran conectados también en serie, resulta la siguiente capacidad:

$$Capacidad_{lat} = 4.2 \text{ Ah}$$

con,

$$ddp = 37 \text{ V}$$

En vista de los resultados obtenidos, se considerará que las baterías del mecanismo lateral (que suponen una adición de peso con respecto al diseño original del UAV Phoenix) se encargan de alimentar los *drivers* que controlan los actuadores, tanto lateral como longitudinal. Por otra parte, las baterías incluidas en el mecanismo longitudinal alimentarán el resto de sistemas. Así pues, la autonomía resultante será la mínima de las autonomías de ambos sistemas eléctricos, para las condiciones de vuelo y actuación especificadas anteriormente:

$$\left. \begin{aligned} Autonomía_{lat} &= \frac{4.2}{0.58 + 0.24} = 5.12 \text{ h} \\ Autonomía_{long} &= \frac{80}{17.71 + 0.35 + 3.2 + 0.7 + 0.02} = 3.64 \text{ h} \end{aligned} \right\} Autonomía_{UAV} = 3.64 \text{ h}$$

### 2.9.3 Conexiones

Según lo descrito en el subapartado anterior, existen dos sistemas o circuitos de transferencia de potencia principales.



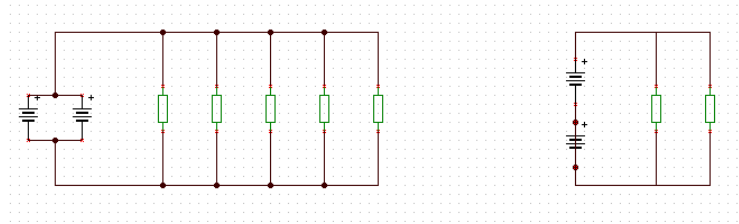


Figura 69 - Circuitos principales de transferencia de potencia

El circuito de la izquierda representa el alimentado por las baterías del mecanismo longitudinal de movimiento de masas. Cada batería del diagrama representa las cuatro baterías del bloque colocadas en paralelo para maximizar la capacidad del bloque final. Las cargas presentes en este sistema son el giróscopo, el transmisor, el receptor, etc.

Por otra parte, el circuito de la derecha representa el sistema alimentado por las baterías del mecanismo lateral de movimiento de masas. Así pues, en este caso las cargas son los *drivers* propuestos anteriormente.

Cada carga tiene unas características específicas de tensión entre bornes y de intensidad de entrada, por tanto cada rama en paralelo debe tratarse de forma específica atendiendo a unos requerimientos prefijados. La descripción de cada uno de estos circuitos no entra dentro del alcance de este estudio, puesto que sería necesario un análisis exhaustivo y una propuesta que optimizara el espacio y minimizara las pérdidas energéticas. Por otra parte, para la disposición de baterías propuesta, resulta evidente la necesidad de implementar convertidores DC-DC, tanto reductores como elevadores de tensión, para poder proporcionar los valores de voltaje adecuados.

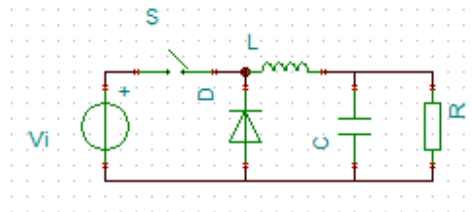


Figura 70 - Convertidor DC-DC buck

En esta figura se representa un modelo de convertidor DC-DC *buck* (reductor) en el cual, la diferencia de potencial en bornes de la carga  $R$ , que en este caso sí que representa un componente de los descritos anteriormente, se ve reducida con respecto a la procedente de las baterías ( $V_i$ ) en función del ciclo de trabajo del interruptor  $S$ . Este ciclo de trabajo depende de la relación entre el tiempo en que el interruptor se encuentra cerrado o abierto con respecto al tiempo total de un ciclo (abierto y cerrado).

De la misma manera, el circuito representado en la siguiente figura conocido como convertidor *boost* (elevador) consigue el efecto contrario, es decir, un aumento de tensión en bornes de la carga R:

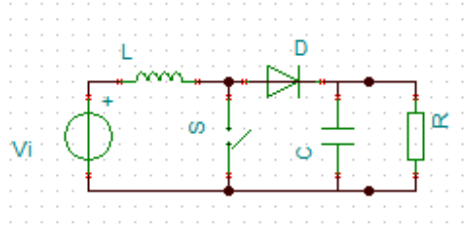


Figura 71 - Convertidor DC-DC boost [2]

La combinación de este tipo de circuitos junto con cargas resistivas capaces de adaptar los valores de corriente a los adecuados minimizan las pérdidas energéticas. Con tal de tener en cuenta las pérdidas energéticas, se modificará el valor final de autonomía obtenido con un factor de seguridad, que también puede ser visto como un parámetro de rendimiento energético:

$$\text{Autonomía}_{UAV} = \eta_e \cdot 3.64 \text{ h} = 0.8 \cdot 3.64 = \mathbf{2.912 \text{ h}}$$

La autonomía propuesta para el diseño original del UAV Phoenix propuesta no tiene en cuenta la disposición de baterías, ni la necesidad de implementar circuitos convertidores y cargas resistivas para adaptar los valores de tensión y corriente. Tampoco valora la aplicación de un parámetro de rendimiento energético y propone el uso de un único transformador para modular la tensión en corriente continua, cosa que resulta imposible. Por tanto se puede considerar que la autonomía de 2.919 horas planteada es satisfactoria frente a las 3.5 horas de autonomía de las que está dotado teóricamente el diseño original.

Por último, es evidente que el UAV deberá realizar maniobras en las que la potencia del motor propulsor deberá ser mayor a la de crucero, requiriendo una mayor intensidad de entrada. La siguiente curva relaciona la velocidad de rotación de la hélice con la potencia requerida para el motor propuesto en el diseño original del UAV.

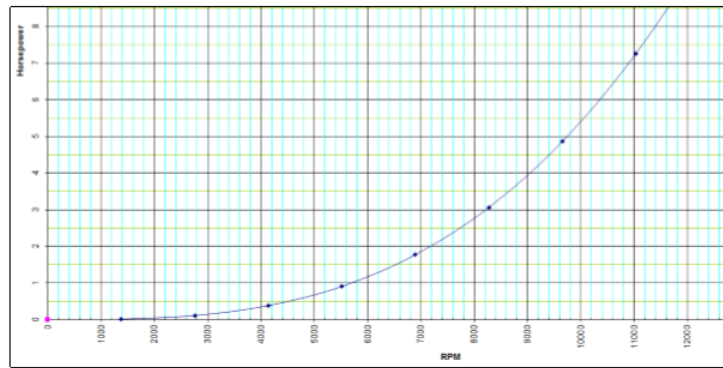


Figura 72 - Potencia del motor propulsor vs. velocidad angular

Teniendo en cuenta que para este modelo de motor propulsor, un aumento de 515 rpm requiere un aumento de tensión entre bornes de 1 V, el cálculo de la intensidad requerida y por tanto de la autonomía para cualquier otra maniobra resulta inmediato:

$$i_{motor} = \frac{P_{req}}{\frac{RPM}{515} \cdot \eta}$$

donde  $\eta$  es el rendimiento de dicho motor, fijado por su fabricante en 0.86.

## 2.9.4 Cableado

El hecho de que las baterías sean las masas móviles que doten de potencia de control al diseño modificado del UAV a partir de la alteración de la posición del centro de gravedad, conlleva plantearse cómo transmitir la potencia eléctrica desde dichas baterías hasta las cargas que deben alimentar.

La solución basada en placas conductoras presentes en el fuselaje y escobillas en los bornes de cada uno de los bloques de baterías es descartada de inmediato debido a su baja fiabilidad, a la generación de micropartículas en suspensión que puedan alterar el comportamiento de los diversos componentes electrónicos, etc.

Así pues, es necesario considerar la aplicación de cables planos o *flat cables*, dotados de una gran flexibilidad, puesto que el movimiento de las baterías va a someter al cableado a tracción y torsión continuas y la transmisión de potencia no debe ponerse en peligro.

Entre la oferta de este tipo de cableado destaca en el mercado la presencia de *Cicoil*, especializada en cableado de alta calidad para aplicaciones aeronáuticas y espaciales. De entre sus cables planos, el necesario para la conexión de las baterías de los bloques

longitudinales debe garantizar que soporta una tensión máxima de por lo menos 21.28 A. Así pues, se propone el siguiente modelo:

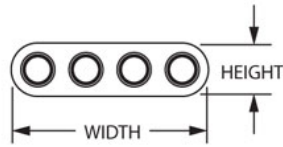


Figura 73 - Cable plano <sup>[16]</sup>

<b>Cicoil Hi-Flex Motor Power Flat Cable AWG14 (Shielded)</b>	
<b>Altura [m]</b>	$5.334 \cdot 10^{-3}$
<b>Anchura [m]</b>	0.0178
<b>Intensidad de corriente máxima [A]</b>	27
<b>Voltaje máximo [V]</b>	20000
<b>Ciclos de flexión garantizados</b>	$>10^7$

Tabla 19 - Especificaciones del cableado del SMM longitudinal

Sería interesante considerar la posibilidad de anclar los cables de transmisión de potencia procedentes de ambos bloques de baterías a por lo menos un punto concreto de las paredes laterales del fuselaje, con tal de limitar su movimiento.

Por otra parte, para el cable de transmisión de potencia del mecanismo lateral de masas móviles, la corriente límite debe ser como mínimo superior a 0.82 A. El cable plano propuesto es el siguiente:

<b>Cicoil Hi-Flex Motor Power Flat Cable AWG24 (Shielded)</b>	
<b>Altura [m]</b>	$2.286 \cdot 10^{-3}$
<b>Anchura [m]</b>	$6.858 \cdot 10^{-3}$
<b>Intensidad de corriente máxima [A]</b>	7
<b>Voltaje máximo [V]</b>	12000
<b>Ciclos de flexión garantizados</b>	$>10^7$

Tabla 20 - Especificaciones del cableado del SMM lateral

Para este segundo cable de transmisión de potencia, aparte de ser dotado de puntos de anclaje a la superficie interior del ala, se precisa practicar una perforación en el soporte cilíndrico dentro del cual se desplazan las baterías Li-ion cilíndricas con tal de alojar el cable, puesto que éstas se encuentran conectadas en serie. La flexibilidad del cable plano así como su reducida altura (aproximadamente 2.3 mm) permiten su adaptación a la geometría del soporte.

## 2.10 Actuación del UAV modificado

### 2.10.1 Centrado longitudinal del UAV modificado

Tanto en el apartado de descripción del mecanismo como en el dediseño estructural, se han establecido posiciones fijas (en el eje longitudinal y respecto del punto más adelantado del fuselaje) para algunos componentes y se han determinado sus pesos tras ser debidamente modificados para poder disponer del sistema de masas móviles. La siguiente tabla los muestra, a modo de resumen:

Bloques fijos por diseño para el UAV modificado		
Bloque	Masa [kg]	$x_{cg_i}$ [m]
Ala	2.7870	0.2857
Cola	0.2360	1.0613
Fuselaje	0.7570	0.3224
SMM lateral	1.4162	0.2162
Stepper longitudinal	0.1387	0.3250
Cámara térmica	0.9070	0.1075
Motor propulsor	0.3200	0.6580

Tabla 21 - Bloques fijos por diseño para el UAV modificado

Con tal de que las modificaciones estructurales surtan efecto y los rangos de posiciones del centro de gravedad sean los predichos, es necesario centrar el UAV con el fin de obtener una posición del centro de gravedad del mismo (sin baterías del mecanismo longitudinal ni cola) que satisfaga la condición propuesta en el subapartado 2.6.5:

$$x_{cg_{eq}}(C_{m0} = 0) = 0.2848 \text{ m}$$

donde  $x_{cg_{eq}}(C_{m0} = 0)$  se había definido como,

$$x_{cg_{eq}}(C_{m0} = 0) = \frac{2 \cdot \frac{l_f}{2} \cdot m_{batpack} + \frac{l_f}{2} \cdot m_{stepper} + x_{cg_{cola}} \cdot m_{cola} + x_{cg_{UAV}} \cdot m_{UAV}}{2 \cdot m_{batpack} + m_{stepper} + m_{cola} + m_{UAV}}$$

y donde, a su vez,  $m_{UAV}$  y  $x_{cg_{UAV}}$  corresponden a los valores para el UAV sin baterías del mecanismo longitudinal ni cola y  $m_{batpack}$  ya no es un valor aproximado, sino que con los cálculos realizados en 2.8.1,

$$m_{batpack} = 4 \cdot m_{bat} + m_{sop} = 2.5 + 0.3222 = \mathbf{2.8222 \text{ kg}}$$

La siguiente tabla resume el problema que se plantea:

<b>Centrado final del UAV (sin baterías del mecanismo longitudinal ni cola)</b>		
<b>Bloque</b>	<b>Masa [kg]</b>	<b><math>x_{cg_i}</math> [m]</b>
Ala	2.7870	0.2857
Fuselaje	0.7570	0.3224
SMM lateral	1.4162	0.2162
<i>Stepper</i> longitudinal	0.1387	0.3250
Cámara térmica	0.9070	0.1075
Motor propulsor	0.320	0.6580
Receptor	0.370	¿?
Transmisor	0.4200	¿?
Piloto automático	0.0280	¿?
Giróscopo	0.0600	¿?
Driver 1	0.0771	¿?
Driver 2	0.0771	¿?
Generador de pulso	0.1179	¿?
<b>TOTAL</b>	<b>7.4760</b>	<b>¿?</b>

Tabla 22 - Planteamiento del problema de centrado final del UAV

Imponiendo que, como se ha visto en 2.6.5,

$$x_{cg_{eq}}(C_{m0} = 0) = 0.2848 \text{ m}$$

y aplicando los nuevos valores,

$$m_{UAV} = m(\text{UAV sin baterías long. ni cola}) = 7.4760 \text{ kg}$$

resulta un valor de la posición del centro de gravedad del UAV sin baterías del mecanismo longitudinal ni cola,

$$x_{cg}(\text{UAV sin baterías ni cola}) = 0.2292 \text{ m}$$

Ahora, por tanto, es necesario determinar las distintas posiciones longitudinales de los nuevos componentes introducidos en el diseño. La suma de las masas de los bloques fijos así como la de los libres son:

$$\sum m_i(\text{fijos}) = 6.3259 \text{ kg} \quad \sum m_i(\text{libres}) = 1.1501 \text{ kg}$$

mientras que el centro de gravedad del conjunto de bloques fijos es,

$$x_{cg}(fijos) = 0.2687 \text{ m}$$

Realizando un primer cálculo, a continuación se muestra cuál debería ser la posición del centro de gravedad del conjunto de bloques libres con tal de garantizar la posición del centro de gravedad del UAV sin baterías en el fuselaje ni cola necesaria:

$$x_{cg}(UAV \text{ sin baterías ni cola}) = \frac{6.3259 \cdot 0.2730 + 1.1501 \cdot x_{cg}(libres)}{7.4760} = 0.2292 \text{ m}$$

$$x_{cg}(libres) = -0.0116 \text{ m}$$

El resultado obtenido demuestra que con la adición de los componentes necesarios y las modificaciones estructurales propuestas, resulta imposible obtener el centrado óptimo para conseguir un rango de variación de posiciones del centro de gravedad admisible, que a su vez permita pasar de zona de estabilidad a zona de inestabilidad estática longitudinal y que permita generar momento de cabeceo positivo y negativo partiendo de la situación crítica en que  $\alpha_{wb} = 0$ .

No obstante, los procedimientos y cálculos realizados en este estudio permiten entrever que es posible crear un diseño de UAV capaz de optimizar el rango de posiciones asumible por el sistema de control longitudinal mediante masas móviles con un centrado adecuado.

En el caso que se ha planteado a lo largo de este estudio se ha podido comprobar que una modificación estructural realizada en base a las necesidades técnicas de los mecanismos propuestos tiene efectos sobre el centrado final del UAV. Por tanto, adaptar valores estructurales tanto a consideraciones aerodinámicas y de actuación, así como técnicas y mecánicas, partiendo de un diseño original del cual no se quieren alterar en un orden significativo las propiedades aerodinámicas ni traspasar las limitaciones másicas del diseño original, resulta extremadamente complicado por no decir prácticamente imposible.

En el siguiente subapartado se mostrarán las curvas de generación de momento planteadas para el diseño original, adaptadas a las nuevas posiciones del ala y la cola, así como al nuevo peso del UAV suponiendo que el centrado ideal es posible.

## 2.10.2 Actuación

La siguiente tabla compara ciertos parámetros del diseño original con los propuestos para el diseño modificado:

Parámetro	UAV Phoenix diseño original	UAV Phoenix diseño modificado
$m_{UAV,TOT} [kg]$	11.0000	13.4951
$m_{bat} [kg]$	4.7580	6.534
$S [m^2]$	0.8000	0.8000
$S_t [m^2]$	0.0600	0.0600
$S_v [m^2]$	2 x 0.02	2 x 0.02
$c [m]$	0.2500	0.2500
$b [m]$	3.2000	3.2000
$l_f [m]$	0.4220	0.6500
$w_f [m]$	0.1200	0.1200
$h_f [m]$	0.1426	0.1426
$a_{wb} [rad^{-1}]$	5.6894	5.6894
$a_t [rad^{-1}]$	4.4400	4.4400
$a_v [rad^{-1}]$	2.5611	2.5611
$C_{macwb}$	-0.0803	-0.0803
$\varepsilon_0$	$\sim 0$	$\sim 0$
$\eta_t$	$\sim 1$	$\sim 1$
$\eta_v$	$\sim 1$	$\sim 1$
$x_{acwb} [m]$	0.1588	0.2317
$x_{act} [m]$	1.1238	1.2190
$x_{acv} [m]$	1.1238	1.2190
$z_{acv} [m]$	0.0810	0.0810
$i_{wb} [rad]$	0.0785	0.0785
$i_t [rad]$	0.0140	0.0140
$x_{cg} [m]$	0.1938	de 0.2636 a 0.3113*
$y_{cg} [m]$	0.0000	de -0.0501 a 0.0501**
$z_{cg} [m]$	0.0182	$\sim 0.0182$
$N_0$	0.8486	1.1425
$x_{N0} [m]$	0.2122	0.2863

Tabla 23 - Modificaciones finales del UAV a nivel de actuación



\*El rango de posiciones de  $x_{cg}$  ha sido recalculado con respecto al subapartado 2.6.5 para los valores finales de masa del UAV y la posición condiciones de centrado ideal planteadas en este apartado.

\*\* El rango de posiciones de  $y_{cg}$  ha sido recalculado con respecto al subapartado 2.7.4 para los valores finales de masa del UAV y la posición condiciones de centrado ideal planteadas en este apartado.

Por otra parte, teniendo en cuenta el peso del diseño de UAV modificado será necesario definir una nuevo ángulo de ataque en velocidad de crucero, puesto que este último parámetro limita el buen funcionamiento de la cámara térmica que el UAV lleva incorporada. Considerando vuelo rectilíneo estacionario, así como que el empuje no tiene efectos sobre la aerodinámica del UAV y que pasa por el centro de gravedad del mismo, se tiene:

$$L = W = m_{UAV,TOT} \cdot g = 13.4951 \cdot 9.81 = 132.3869 \text{ N}$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha_{wb}$$

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V_c^2 S} = \frac{132.3869}{\frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 16^2 \cdot 0.8} = 1.1630$$

$$C_{L0} = a_t \eta_t \frac{S_t}{S} (i_t - i_{wb} - \varepsilon_0) = 4.44 \cdot 1 \cdot \frac{0.06}{0.8} (0.014 - 0.0785 - 0) = -0.0215$$

$$C_{L\alpha} = \alpha_{wb} + a_t \eta_t \frac{S_t}{S} \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 5.6894 + 4.44 \cdot 1 \cdot \frac{0.06}{0.8} (1 - 0) = 6.0224 \text{ rad}^{-1}$$

$$\alpha_{wb}(cruise) = \frac{1.1630 + 0.0215}{6.0224} = 0.1967 \text{ rad} = 11.2691^\circ \ll \alpha_{stall}$$

donde el ángulo de vuelo en crucero es asumible sin entrar en pérdida y, por tanto, se considera aceptable.

- Cabeceo:

En las condiciones establecidas para la modelización del coeficiente de momento de cabeceo, tanto para el diseño original como para el diseño modificado, la respuesta final del sistema de control de masas móviles para el rango de posiciones longitudinales del centro de gravedad alcanzables queda comprendida en gráfico que a continuación se presenta.

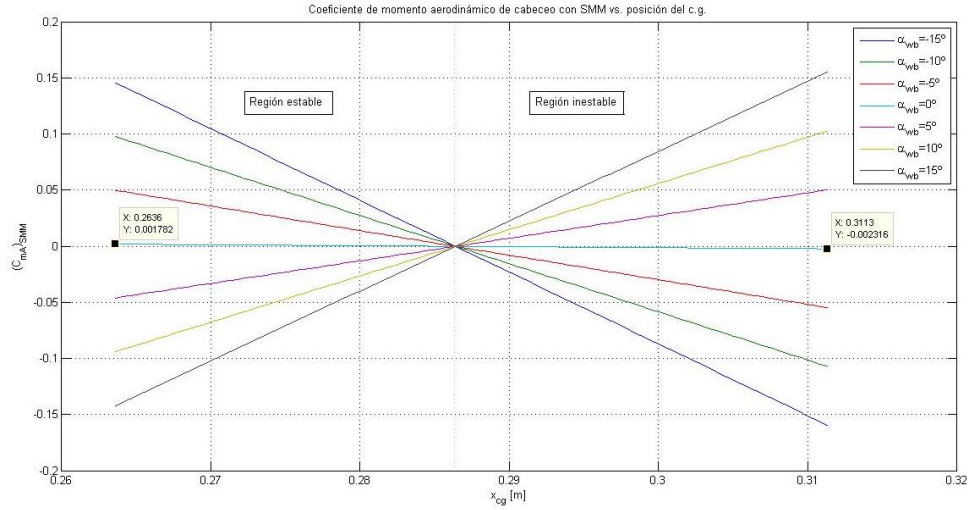


Figura 74 - Coeficiente de momento aerodinámico de cabeceo con SMM vs. posición del centro de gravedad (diseño modificado)

Se puede observar que el rango de variación de  $x_{cg}$  planteado, así como las modificaciones de los valores de  $x_{acwb}$  y  $x_{act}$  garantizan la posibilidad de generar momento de cabeceo tanto positivo como negativo en la situación crítica  $\alpha_{wb} = 0$ ,

$$(C_{mA_{\max}})_{SMM}(\alpha_{wb} = 0) = \begin{cases} 0.001782 \\ -0.002316 \end{cases}$$

Suponiendo que se está volando a velocidad de crucero, resultan los siguientes momentos de cabeceo máximos para  $\alpha_{wb} = 0$ ,

$$M_A = qScC_{mA} = \frac{1}{2}\rho V^2 ScC_{mA} = \begin{cases} \frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 16^2 \cdot 0.8 \cdot 0.25 \cdot 0.001782 = 0.0507 \text{ Nm} \\ \frac{1}{2} \cdot 1.1116 \cdot 16^2 \cdot 0.8 \cdot 0.25 \cdot -0.002316 = -0.0659 \text{ Nm} \end{cases}$$

Como ya se ha comentado en apartados anteriores y se puede observar de nuevo en la figura presentada, el coeficiente de momento de cabeceo aerodinámico puede alcanzar valores similares a los que resultan para el diseño original una vez se consigue un determinado  $\alpha_{wb}$ , necesitando para ello forzar la inestabilidad en el caso en que el punto de partida sea  $\alpha_{wb} = 0$ .

- Balance:

En las condiciones establecidas para la modelización del coeficiente de momento de balance, tanto para el diseño original como para el diseño modificado, la respuesta final del sistema de control de masas móviles para el rango de posiciones laterales del centro

de gravedad con respecto al plano  $x_s - z_s$  del diseño original alcanzables queda comprendida en los siguientes gráficos:

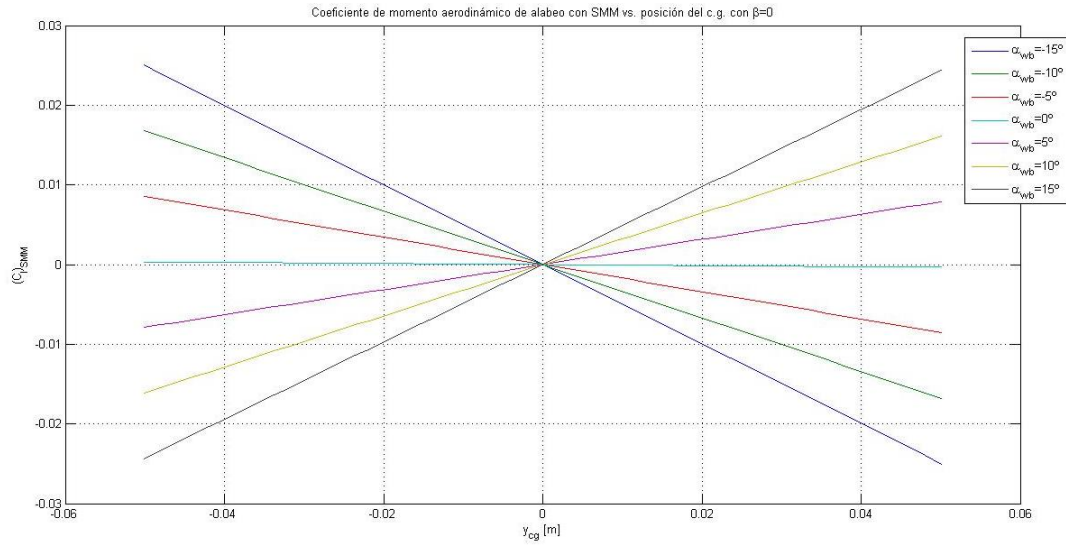


Figura 75 - Coeficiente de momento aerodinámico de balance con SMM vs. posición del centro de gravedad (diseño modificado)

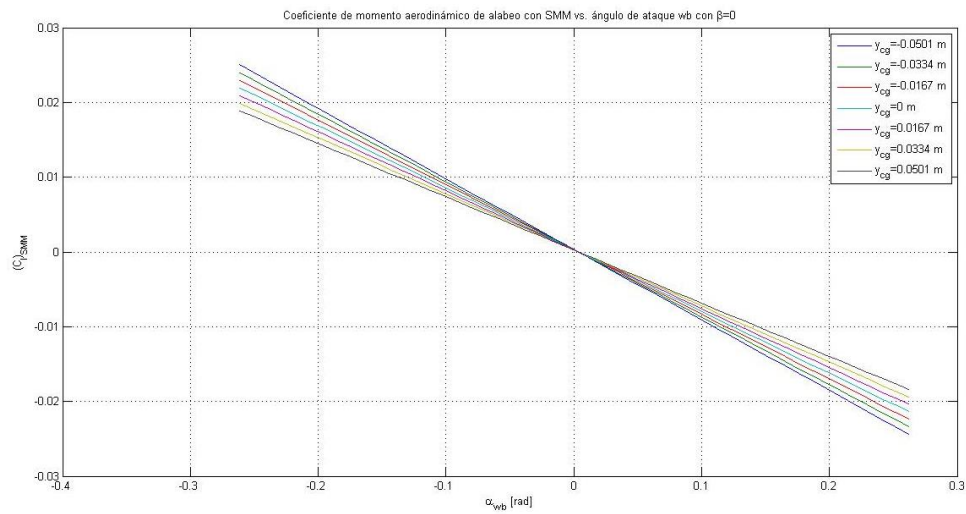


Figura 76 - Coeficiente de momento aerodinámico de balance con SMM vs. ángulo de ataque ala-fuselaje con resbalamiento nulo (diseño modificado)

Como se ha comentado en apartados anteriores, para el diseño modificado dotado de un sistema de control lateral mediante masas móviles el momento de balance o alabeo que se puede generar depende del ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje. Así pues, si la situación de partida es crítica,  $\alpha_{wb} = 0$ , es necesario realizar una maniobra combinada de cabeceo y balance. Para el rango de posiciones lateral que proporciona el modelo de sistema de masas móviles propuesto en este estudio los coeficientes de cabeceo resultan ser un orden de magnitud menor que los del diseño original. Aumentar el número de

baterías Li-ion cilíndricas de que dispone el sistema lateral de movimiento de masas aumentaría dicho rango, pero para el diseño original escogido la variación de peso sería demasiado elevada, teniendo por tanto que realizar modificaciones estructurales que cambiaran radicalmente el concepto de UAV.

- Guiñada:

En las condiciones establecidas para la modelización del coeficiente de momento de guiñada, tanto para el diseño original como para el diseño modificado, la respuesta final del sistema de control de masas móviles para el rango de posiciones laterales del centro de gravedad con respecto al plano  $x_s - z_s$  del diseño original alcanzables queda comprendida en los siguientes gráficos:

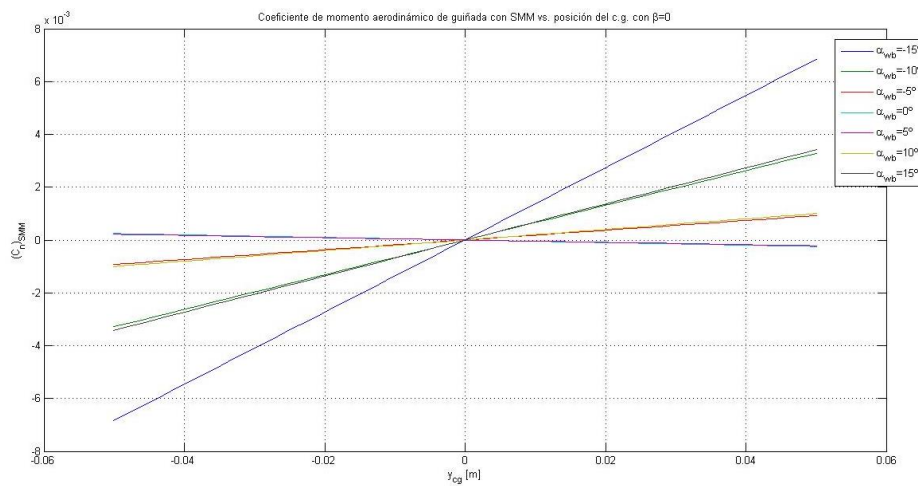


Figura 77 - Coeficiente de momento aerodinámico de guiñada con SMM vs. posición del centro de gravedad con resbalamiento nulo (diseño modificado)

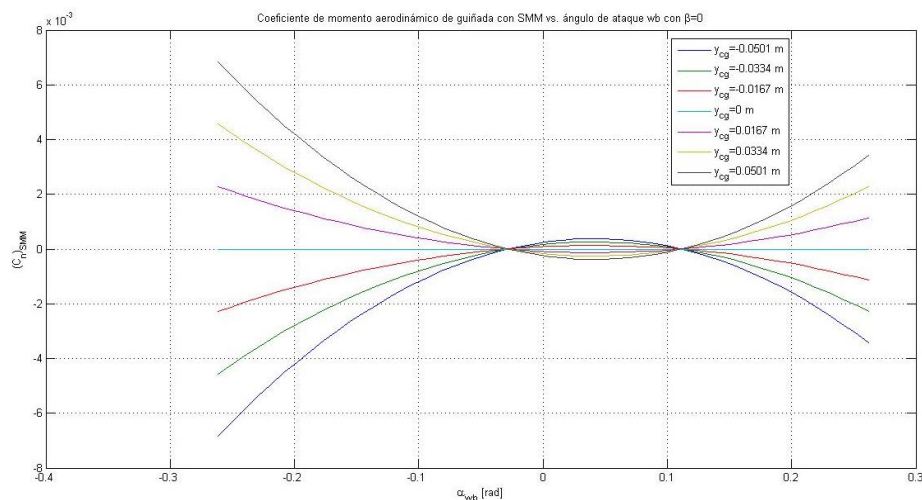


Figura 78 - Coeficiente de momento aerodinámico de guiñada con SMM vs. ángulo de ataque ala-fuselaje con resbalamiento nulo (diseño modificado)

Se puede observar como, para el rango de posiciones laterales del centro de gravedad del UAV que el sistema lateral de masas móviles proporciona, el momento de guiñada generado es de orden  $10^{-3}$ . Como ya se ha comentado anteriormente, el ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje tiene una gran influencia sobre su coeficiente, y se mantienen los ángulos de ataque para los cuales el momento de guiñada es nulo, puesto que no se ha alterado ningún parámetro que afecte a los valores de  $C_{Lwb}$  o  $C_{Lt}$ :

$$\alpha_{wb}((C_n)_{SMM} = 0) \cong \begin{cases} -0.0277 \text{ rad} = -1.5871^\circ \\ 0.1111 \text{ rad} = 6.3656^\circ \end{cases}$$

- Cabeceo en maniobra:

En este caso es necesario analizar la variación de  $(C_{m\alpha})_V$  asumible con las especificaciones finales y para el rango de posiciones longitudinales del centro de gravedad propuesto, así como  $N_m$  para las dos maniobras planteadas.

- Tirón simétrico estacionario:

Con los parámetros finales para el diseño modificado y para el caso del tirón se tiene:

$$N_m = 1.1868 \rightarrow x_{Nm} = 0.2967$$

Mientras que la evolución de  $(C_{m\alpha})_V$  en el rango asumible de posiciones longitudinales del centro de gravedad resulta ser:

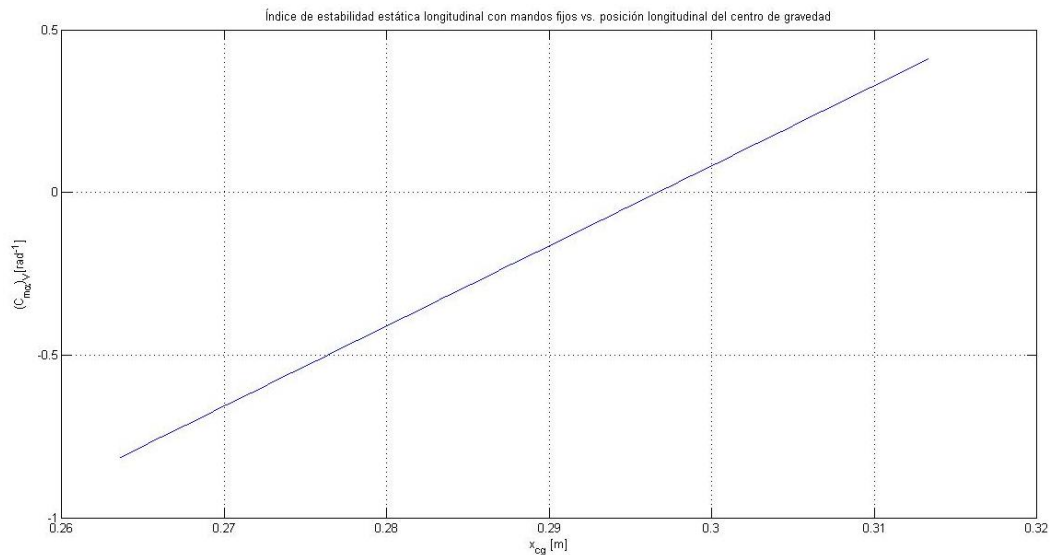


Figura 79 - IEEL con mandos fijos vs. posición longitudinal del centro de gravedad (maniobra de tirón)

De la figura anterior se deduce que para el diseño modificado del UAV propuesto en este estudio, la condición de estabilidad e inestabilidad en maniobra de tirón son perfectamente asumibles.

- Viraje simétrico horizontal estacionario:

En este caso, la variación del punto de maniobra con mandos fijos en función del valor de carga adopta la siguiente forma:

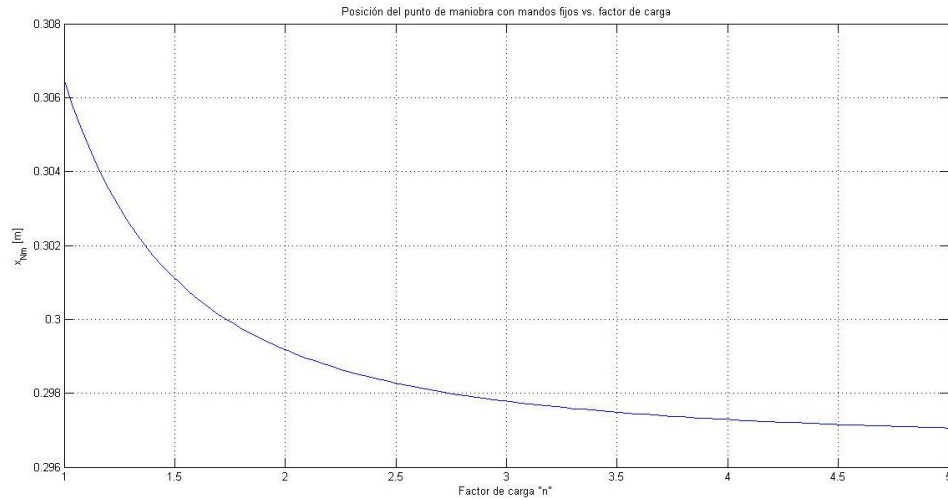


Figura 80 - Posición del punto de maniobra con mandos fijos vs. factor de carga (maniobra de viraje)

La tendencia sigue siendo parecida a la del diseño original vista en el subapartado 2.2.3, pero para cada valor de factor de carga la posición de  $N_m$  se ve retrasada.

Por otra parte, para esta maniobra el valor de  $(C_{m\alpha})_V$  depende ahora de dos factores, la posición del centro de gravedad y el factor de carga. Las dependencias resultantes se muestran en las siguientes figuras:

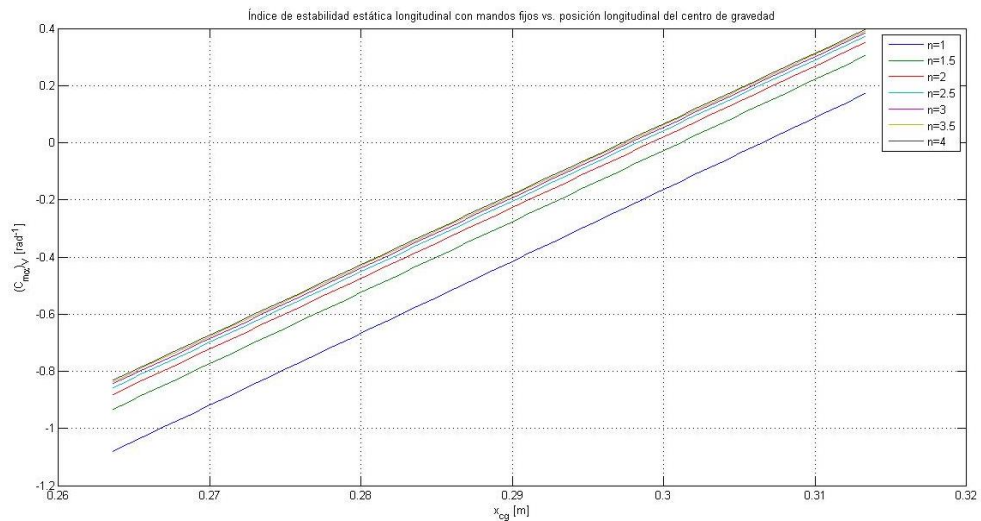


Figura 81 - IEEL vs. posición longitudinal del centro de gravedad (maniobra de viraje)

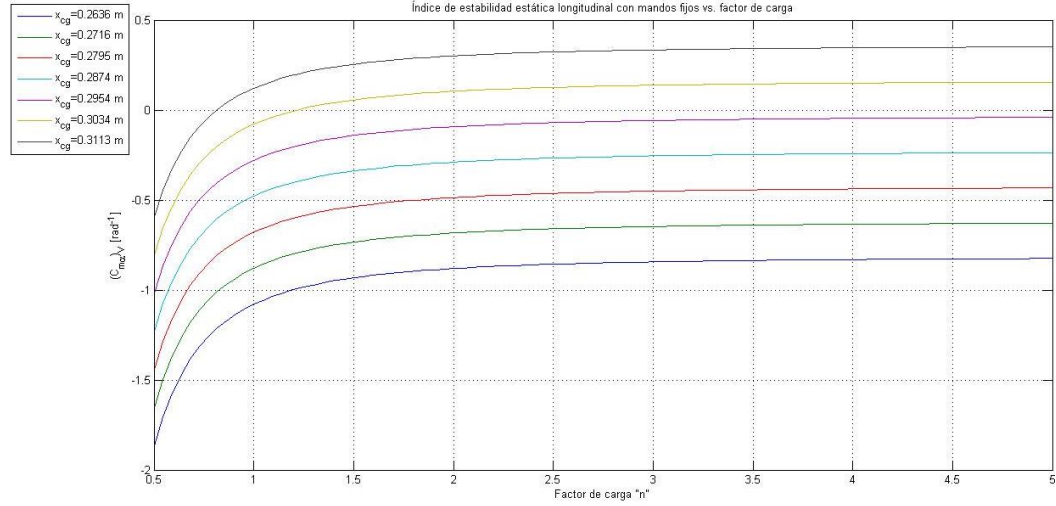


Figura 82 - IEEL con mandos fijos vs. factor de carga (maniobra de viraje)

De las figuras anteriores se deduce que para cualquier factor de carga de los propuestos es posible pasar de la zona de estabilidad a la de inestabilidad al efectuar un viraje coordinado. Por tanto, atendiendo a las explicaciones realizadas en apartados anteriores, es teóricamente posible generar el momento de cabeceo que sea necesario durante dicha maniobra. Por otra parte, resulta evidente que hay un conjunto de valores de factor de carga entre 0 y 1 para los cuales el nuevo diseño no es capaz de colocar al UAV en zona de inestabilidad,  $(C_{ma})_V > 0$ . Este conjunto resulta ser:

$$n((C_{ma})_V < 0) = (0, 0.81)$$

La siguiente tabla recoge algunos de los parámetros relacionados con los momentos aerodinámicos y la estabilidad en situaciones de interés para ambos diseños.

Parámetro	Diseño UAV Phoenix original	Diseño UAV Phoenix modificado
$C_{m\alpha_{\max}}(\alpha = 0)$	(-0.3247, 0.3239)	(-0.0023, 0.0018)
$C_{l\max}(\alpha = 0, \beta = 0)$	(-0.1197, 0.1197)	(-0.0003, 0.0003)
$C_{n\max}(\alpha = 0, \beta = 0)$	(-0.0010, 0.0010)	(-0.0002, 0.0002)
$N_0$	0.8486	1.1425
$x_{N0} [m]$	0.2122	0.2863
$N_m(\text{tirón})$	0.8964	1.1868
$x_{Nm}(\text{tirón}) [m]$	0.2241	0.2967
$N_m(\text{viraje } n = 1)$	0.9428	1.2260
$x_{Nm}(\text{viraje } n = 1) [m]$	0.2357	0.3065
$(C_{ma})_V(\text{tirón } n = 1) [rad^{-1}]$	-0.7507	(-0.8143, 0.4099)
$(C_{ma})_V(\text{viraje } n = 1) [rad^{-1}]$	-1.0570	(-1.0800, 0.1211)

Tabla 24 - Parámetros de comportamiento estático de interés

### 3. RESUMEN DE RESULTADOS

#### 3.1 Resumen de presupuesto

Mano de obra	Cantidad [horas]	Coste unitario [€/h]	Coste total [€]
Ingenieril	300	12.00	3600.00
Supervisión	20	24.00	480.00
Técnica	80	8.00	640.00
Material para la elaboración del estudio	Concepto	Cantidad	Coste total [€]
Toshiba Satellite	Ordenador portátil	1 u.	642.34
Documentación	Libros, publicaciones, etc.	1 u.	120.00
Material para la implementación del sistema / Concepto		Cantidad	Coste total [€]
Actuador lineal paso a paso PM Anaheim Automation		2 u.	263.76
Systron Donner QRS116-0100-200 / Giróscopo táctico		1 u.	128.65
Anaheim Automation MBC25081TB / Driver de a para actuadores lineales		2 u.	119.48
Anaheim Automation PG20 / Generador de pulso		1 u.	124.08
AGAPower , Tenergy / Baterías LiPo, Li-ion		8 u. , 10 u.	1208.40
Menzolit ® SMC 0520 / Poliéster insaturado		30 dm <sup>3</sup>	31.20
Anaheim Automation CPC-MR3ML-SSV0N / Guías lineales		1.30 m	689.00
Cicoil Hi-Flex Motor Power Flat Cable / Cable plano de transmission de potencia		5.5 m	114.58
Husillos roscados a medida		2.7 m	153.14
Otros / Componentes electrónicos no especificados en el estudio		-	100.00
Licencia de software	Tipo de Licencia	Cantidad	Coste total [€]
Solidworks 2014x64	Estudiante	1	120.00
Matlab R2013b	Estudiante	1	69.00
Microsoft Office2013	Licencia de estudiante	1	139.99
<b>TOTAL:</b>			<b>8743.62</b>

Tabla 25 - Resumen del presupuesto



Según la tabla presentada el coste total de la realización del estudio y de adquisición del material necesario para implementar el sistema de control descrito en éste, así como de la mano de obra necesaria para dicha implementación se estima en 8743.62 €. Por otra parte, el coste total de producción de una unidad del UAV Phoenix de diseño original, según se explica en la referencia [2] de la bibliografía, es de 43066.00 €.

Así pues, el coste total de la realización del estudio e implementación de las modificaciones especificadas y el sistema de control descrito representa un 20.30% del coste total de producción del UAV de diseño original. Teniendo en cuenta que se ha planteado el uso de material de alta calidad y de fabricantes especializados en el sector aeroespacial y militar, esta fracción del coste total no resulta muy elevada.

## 3.2 Implicaciones ambientales y seguridad

El diseño original del UAV y, por tanto, el diseño modificado y dotado del sistema de control mediante masas móviles es respetuoso con el medio ambiente por los motivos que a continuación se exponen:

- Se trata de un diseño completamente eléctrico, que no requiere el uso de ningún tipo de combustible y no emite contaminación atmosférica.
- La contaminación acústica es muy reducida debido al uso de un propulsor eléctrico para el UAV así como de actuadores lineales paso a paso alimentados eléctricamente para el sistema de control.
- Las baterías propuestas para alimentar todos los sistemas del UAV son recargables, reduciendo el impacto ambiental que supondría la sustitución de unas baterías de un solo uso después de cada vuelo considerablemente.
- El diseño modificado de UAV que se propone, del mismo modo que el original, es portátil. Ello implica una reducción considerable del impacto ambiental asociado al transporte de este tipo de aeronaves.

Evidentemente, no se puede evitar la contaminación producto de los procesos industriales necesarios para la fabricación de los distintos materiales y dispositivos que se proponen en este estudio.

En cuanto a seguridad, el estudio en sí no exige ningún protocolo a seguir. No obstante, en el caso de la hipotética implementación de un sistema de control de actitud como el propuesto en este estudio en el diseño seleccionado de UAV es necesario tener en cuenta las siguientes consideraciones:

- Sólo el personal capacitado para manipular tecnología de estas características debe trabajar con el UAV.
- Manipulación de baterías LiPo y Li-ion recargables:
  - Emplear solo cargadores específicos.
  - Nunca cargar las baterías sin estar presente.
  - No permitir que entren en contacto los dos terminales de una batería.
  - Si una batería sufre un golpe o cortocircuito, llevar a un lugar seguro y observar durante 15 minutos a modo de prevención en caso de incendiarse.
  - No almacenar las baterías en lugares donde las temperaturas puedan ser muy elevadas.
- No someter a ningún componente eléctrico o electrónico a valores de corriente o tensión superior a los nominales especificados por el fabricante.
- Realizar los procesos de modificación y ensayo en espacios habilitados y seguros.

### 3.3 Planificación y programación de la siguiente fase

El estudio llevado a cabo y presentado en esta memoria pretende determinar la utilidad y viabilidad de un sistema de control de actitud para UAVs basado en la alteración de la posición del centro de gravedad del mismo. En consecuencia, se trata de un estudio preliminar y multidisciplinar en el que se ha propuesto un dispositivo de control en base a un diseño de UAV ya existente, el cual ha tenido que ser modificado. A lo largo del desarrollo del estudio han surgido preguntas o puntos que no se han tratado por estar fuera del alcance del mismo, dejando entrever la extensa proyección temporal del estudio.

Resulta interesante plantear tareas que no estén íntegramente relacionadas con el diseño de UAV seleccionado como punto de partida en este estudio, sino que sean independientes y cuyo desarrollo sea aplicable a cualquier diseño de UAV, variando el resultado en función de las prestaciones de cada modelo. Con ello, las principales tareas a realizar para el futuro desarrollo del trabajo comenzado en este estudio, ordenadas cronológicamente son:

- Estudio del comportamiento dinámico de un UAV dotado de un sistema de control de actitud con masas móviles, a partir del tratamiento del sistema dinámico planteado en el subapartado 2.4.2 de esta memoria. Este estudio debería tratar los siguientes puntos:
  - Linealización de las ecuaciones del movimiento en base a una situación concreta de vuelo estacionario.
  - Caracterización de las derivadas de estabilidad para el caso dinámico.
  - Determinación de los distintos modos longitudinales y lateral-direccionales.
- Desarrollo de un modelo teórico para el sistema de control de vuelo (FCS), tanto de aumento de estabilidad (SAS) como de autopiloto (AP).
- Desarrollo del modelo teórico de FCS planteado a nivel eléctrico y electrónico y diseño optimizado de un prototipo de mecanismo de control.
- Análisis estructural completo de las implicaciones que conlleva la implementación de un sistema de control de masas móviles como el planteado en este estudio.
  - Análisis estático detallado.
  - Análisis estructural en diversas condiciones de vuelo y durante la actuación del mecanismo, prestando especial atención al caso lateral y a la fatiga del ala debido a la constante variación del momento flector en ambos encastrados.
  - Análisis de los modos de vibración de la estructura del UAV y posible influencia de las vibraciones producidas por los actuadores lineales paso a paso.

- Optimización de la elección de materiales para la implementación del sistema en función de la tipología y categoría del UAV.
- Estudio de las implicaciones a nivel de transferencia de calor de la implementación de los mecanismos de masas longitudinales y de sus efectos sobre el rendimiento del sistema.
- Diseño de un prototipo de UAV específicamente pensado para ser controlado mediante un dispositivo de movimiento de masas.
  - Valorar la posibilidad de un sistema de control combinado, por ejemplo, control lateral-direccional mediante masas móviles y longitudinal mediante timón de profundidad, y viceversa.
- Simulación del prototipo.
- Construcción del prototipo y ensayos empíricos.

El desarrollo de cada una de las tareas propuestas depende fuertemente de las conclusiones y resultados de la tarea que la precede. Así pues, si tras el estudio dinámico se decide desarrollar un modelo teórico para el sistema de control para el cual se acaba determinando que no cumple con los niveles de aceptabilidad de las normas de cualidades de vuelo, no tiene sentido proceder al desarrollo y diseño de un prototipo de dicho sistema.

### 3.4 Conclusiones y recomendaciones de continuidad

La finalidad de este estudio, según se dice en la introducción de este documento, es determinar utilidad y aplicabilidad de un sistema de control de actitud para vehículos aéreos no tripulados o UAVs, basado en un sistema de masas móviles como sustitución de alerones y timones. Para ello se ha partido de un diseño original de UAV sobre el cual sólo se han planteado las modificaciones imprescindibles para su adaptación a dicho sistema, sin variar parámetros que requieran una redefinición del concepto de UAV o un nuevo estudio en CFD (*Computational Fluid Dynamics*) de la respuesta del diseño.

Atendiendo a los resultados obtenidos, el centrado final óptimo del UAV tras la implementación de los dispositivos propuestos no es posible. Así pues, en lo que a la elección del diseño original se refiere, el diseño del UAV Phoenix no puede ser adaptado al mecanismo de control propuesto sin que la alteración del diseño original redefina por completo el concepto de UAV y contradiga los requerimientos iniciales de diseño del mismo. No obstante, en el supuesto de que el centrado coincida con el valor óptimo propuesto los resultados obtenidos son reveladores. Asumiendo las hipótesis realizadas durante la caracterización de la actuación a nivel estático en cabeceo, balance y guiñada, los momentos que se pueden obtener son, en líneas generales, entre uno y dos órdenes de magnitud inferiores a los alcanzables mediante un sistema de control convencional para el modelo de UAV considerado. No obstante, la implementación en un UAV de un sistema de control mediante masas móviles permite modificar la estabilidad estática longitudinal de la aeronave, tanto en vuelo horizontal estacionario a factor de carga constante como en las maniobras de tirón y viraje horizontal a velocidad constante empleadas como modelo. Ello permite superar situaciones críticas en las que el ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje sea nulo, puesto que en este caso el efecto producido por el movimiento longitudinal de masas sobre la actitud en cabeceo de la aeronave es mucho menor.

Por otra parte, se ha podido comprobar, siempre bajo un conjunto de hipótesis razonables, que la implementación de este sistema de control hace que la influencia del ángulo de ataque y en definitiva, del control longitudinal, sobre el balance y la guiñada del UAV sea mucho más notable puesto que el diseño modificado no es capaz provocar diferencias en la magnitud de la sustentación en cada una de las semialas. Así pues, la potencia de control lateral-direccional se puede controlar mediante la combinación de la actuación del mecanismo de masas móviles lateral y longitudinal.

Sin embargo, este estudio no cuantifica en qué medida el hecho de poder realizar transiciones de comportamiento estable a inestable estáticamente afecta sobre el control

a nivel dinámico. Se ha tratado de definir de forma precisa la respuesta temporal de los actuadores lineales de los que están dotados los mecanismos de masas móviles, sin embargo sería necesario modelizar, a partir de la respuesta de dichos actuadores, las distintas variaciones temporales de los términos del tensor de inercias del UAV completo asumibles y sus repercusiones a nivel de comportamiento dinámico, así como los nuevos acoplamientos entre momentos que surgen al romper la simetría másica de la aeronave planteados en este estudio.

La implementación de los dispositivos encargados de mover las masas lateral y longitudinalmente supone una simplificación en cuanto a la eliminación de los servomotores y sistemas mecánicos que actúan sobre las distintas superficies de control, no obstante la reducción de la carga de peso que el fuselaje puede albergar es considerable puesto a que el espacio por el cual se desplazan las masas, o baterías en el caso propuesto, debe estar despejado en todo momento. Por otra parte, en vista a los resultados obtenidos, la elaboración de un sistema de control de vuelo resulta muy compleja debido a la precisión y coordinación que debe existir entre los distintos mecanismos de movimiento de masas, cada uno de ellos con una precisión por pulso eléctrico distinta y con unas limitaciones específicas.

La naturaleza de los actuadores lineales paso a paso, por otra parte, permite deducir la aparición de vibraciones que puedan poner en compromiso la estructura del UAV, sobre todo debido a la fuerza lineal que estos deben ser capaces de generar en relación con su pequeño tamaño, así como a la velocidad a la que son capaces de desplazar los bloques de baterías por el interior del UAV y la necesidad de provocar cambios bruscos en la posición del centro de gravedad del mismo.

La demanda constante de potencia por parte de los sistemas encargados de actuar sobre los bloques de masas móviles provoca un calentamiento de las baterías que puede afectar a su durabilidad y al rendimiento global del sistema, así como su autonomía que, por otra parte, ha resultado ser similar a la del diseño original. El consumo eléctrico en condiciones nominales es ligeramente superior al del diseño original del UAV Phoenix, suponiendo la implementación del mecanismo propuesto un aumento de la demanda eléctrica que se ve contrarrestado por la adición de baterías y, por tanto, por una mayor capacidad.

En conclusión, aunque el sistema propuesto no es aplicable al diseño original seleccionado en este estudio a través de modificaciones que no requieran el estudio y simulación general del UAV, la sustitución de unos materiales por otros o la alteración de parámetros como el tipo de perfil alar o su cuerda media, etc. sí resulta viable en una primera aproximación a nivel teórico y podría optimizarse a través del diseño de un nuevo UAV que girase en torno a la premisa de que debe disponer de dicho sistema de control. No

obstante, como se ha podido comprobar, la proyección temporal de este estudio es muy extensa y abarca múltiples disciplinas de la ingeniería. A nivel práctico y técnico, la implementación de este tipo de sistema no otorga ninguna ventaja significativa salvo la maniobrabilidad que pueda conferir al UAV el hecho de poder forzar la inestabilidad estática longitudinal (y debido al fuerte acoplamiento, lateral) en un momento determinado. Por tanto, es posible que este tipo de sistema resulte de interés en aplicaciones en las que se requiera un cierto control sobre la estabilidad del UAV en vuelo, sin embargo la pérdida de potencia de control y de respuesta rápida en ciertos momentos críticos del vuelo representan una considerable desventaja con respecto a los sistemas de control convencional.

### 3.5 Bibliografía

1. **Gómez Tierno, Miguel Ángel, Pérez Cortés, Manuel y Puentes Márquez, César.** *Mecánica del vuelo*. Madrid : Garceta, 2012.
2. **Alcaraz, Albert, y otros.** *Design of Unmanned Aerial Vehicle*. PHOENIX. Terrassa : ETSEIAT UPC, 2013.
3. **Ávila, Iris, y otros.** *Albatros Project*. Terrassa : ETSEIAT UPC, 2013.
4. **Armenter Jordi, Ana, y otros.** *SANTBERNAT. The eye of hope*. Terrassa : ETSEIAT UPC, 2013.
5. **Gensace.** [En línea] [Citado el: 17 de 4 de 2015.] <http://www.gensace.de/tattu/tattu-10000mah-11-1v-15c-3s1p-lipo-battery-pack.html>.
6. **AGA Technology Co., Ltd.** [En línea] [Citado el: 17 de 4 de 2015.] <http://www.aga-power.com/show-278-551.html>.
7. **YOK Energy.** [En línea] [Citado el: 4 de 5 de 2015.] <http://www.yokenergy.com/product/4>.
8. **All-Battery Co.** [En línea] [Citado el: 4 de 5 de 2015.] <http://www.all-battery.com/Li-Ion266503.7V4000mAhBatterywithTabs-30062.aspx>.
9. **Keppower.** [En línea] [Citado el: 4 de 5 de 2015.] [http://www.keppower.com.cn/products\\_detail.php?id=519](http://www.keppower.com.cn/products_detail.php?id=519).
10. **Anaheim Automation, Inc.** [En línea] [Citado el: 10 de 5 de 2015.] <http://www.anaheimautomation.com>.
11. **Trinity College of Engineering.** [En línea] [Citado el: 15 de 5 de 2015.] [http://210.212.236.234/wiki/me/08.702/index.php/Stepper\\_motors](http://210.212.236.234/wiki/me/08.702/index.php/Stepper_motors).
12. **Riba, Jordi-Roger.** *THE SRM. Control principles*. Terrassa : MCIA ETSEIAT UPC, 2015.
13. **Riba, Jordi-Roger.** *THE SRM. Design Process*. Terrassa : MCIA ETSEIAT UPC, 2015.
14. **Riba, Jordi-Roger.** *THE SRM. Basic principles*. Terrassa : MCIA ETSEIAT UPC, 2015.
15. **Systron Donner Inertial.** [En línea] [Citado el: 16 de 5 de 2015.] [http://www.systron.com/sites/default/files/965583\\_qrs116x.pdf](http://www.systron.com/sites/default/files/965583_qrs116x.pdf).
16. **Cicoil.** [En línea] [Citado el: 13 de 5 de 2015.] <http://www.cicoil.com/flat-cable/motion-control-cables/hi-flex-motor-power-flat-cable-7-56/>.
17. **Matweb.** [En línea] [Citado el: 7 de 5 de 2015.] <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=71396e57ff5940b791ece120e4d563e0&ckck=1>.
18. *Gyroscopic-based control and stabilization of unmanned aerial mini-vehicles (mini-UAV)*. **Chatys, Rafal y Koruba, Zbigniew.** 2, London : Taylor & Francis, 2010, Vol. 9.



19. **Roskam, Jan.** *Airplane Design*. Lawrence, Kansas : Design, Analysis and Research Corporation, 2003.
20. **R. P. G. Collinson.** *Introduction to Avionics Systems*. Berlín : Springer Science, 2006.